

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**SIVI YAKITLI ROKET MOTORLARI İÇİN
EŞ MERKEZLİ GİRDAP ENJEKTÖR TASARIMI**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Mehmet KAHRAMAN

Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı

Uçak ve Uzay Mühendisliği Programı

Tez Danışmanı: Prof. Dr. İbrahim ÖZKOL

ARALIK 2015

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**SIVI YAKITLI ROKET MOTORLARI İÇİN
EŞ MERKEZLİ GİRDAP ENJEKTÖR TASARIMI**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

**Mehmet KAHRAMAN
(511121171)**

Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı

Uçak ve Uzay Mühendisliği Programı

Tez Danışmanı: Prof. Dr. İbrahim ÖZKOL

ARALIK 2015

İTÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü'nün 511121171 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi Mehmet KAHRAMAN, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı “Sıvı Yakıtlı Roket Motorları İçin Eş Merkezli Girdap Enjektörü Tasarımı” başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

Tez Danışmanı : **Prof. Dr. İbrahim ÖZKOL**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Jüri Üyeleri : **Prof. Dr. Abdurrahman HACIOĞLU**
Hava Harp Okulu

Yrd. Doç. Dr. Hayri ACAR
İstanbul Teknik Üniversitesi

Teslim Tarihi : 26 Kasım 2015
Savunma Tarihi : 24 Aralık 2015

Aileme,

ÖNSÖZ

Roket motorları, kullanım yerleri göz önünde bulundurulduğunda hem taktik hem de stratejik açıdan son derece öneme sahiptir. Roket motorları kendi içinde iki ana gruba ve bu iki grubun birleşimi olan hibrit bir diğer üçüncü gruba ayrılmaktadır. Bunlar katı yakıtlı, sıvı yakıtlı ve hibrit roket motorlarıdır. Sıvı yakıtlı roket motorları, özellikle atmosfer dışı uygulamalar için yoğunlukla kullanılmaktadır ve diğer roket motor türlerine göre üstünlükleri vardır. Sıvı yakıtlı motorların performansına etki eden önemli parametrelerin başında yanma ve yanma performansına etki eden yakıt atomizasyonudur.

Yapılan çalışmada eş merkezli girdap atomizörü ilk olarak istenilen spray karakteristiği, debi ve basınç düşümüne göre analitik yöntemler kullanılarak hesaplanıp, boyutlandırılacaktır. Hesaplanan değerler nümerik olarak da incelenerek; analitik çalışmanın doğrulaması yapılacaktır.

Çalışmamın her aşamasında bilgi ve deneyimleriyle beni yönlendiren ve bu tezi hazırlamamda en büyük katkı sahibi olan danışman hocam Prof. Dr. İbrahim ÖZKOL'a, çalışmalarımda farklı bakış açıları kazanmamı sağlayan, değerli vakitlerini ayırarak yardımlarını esirgemeyen Y.Doç. Dr. Güven K. Kömürgöz'e katkılarından dolayı teşekkürü bir borç bilirim.

Aralık 2015

Mehmet Kahraman
(Uçak Mühendisi)

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ.....	vii
İÇİNDEKİLER	ix
KISALTMALAR	xi
SEMBOLLER	xiii
ÇİZELGE LİSTESİ.....	xv
ŞEKİL LİSTESİ.....	xvii
ÖZET.....	xix
SUMMARY	xxi
1. GİRİŞ	1
2. SIVI YAKITLI ROKET MOTORLARI	3
2.1 Roket Motoru Uygulamalarında Tasarım Gereksinimleri	3
2.1.1 İtke mertebesi ve çalışma basıncı	3
2.1.1.1 Birincil motorlar	3
2.1.1.2 İkinci kademe motorları	3
2.1.1.3 Üst kademe motorları	4
2.1.1.4 Reaksiyon kontrol ve uydu kontrol sistemleri	4
2.1.2 Yakıt türü	5
2.1.2.1 Kriyojenik	5
2.1.2.2 Sıvı oksijen ve hidrokarbonlar	5
2.1.2.3 Depolanabilir bileşenler	5
2.1.3 Motor çevrimi ve yakıt besleme sistemi	5
2.1.3.1 Basınçlandırılmış yakıt tankları	6
2.1.3.2 Gaz jeneratör çevrimi	6
2.2 Roket Motoru Geliştirme Sürecinde Karşılaşılan Riskler	6
2.2.1 Yanma süresizliği	6
2.2.2 Yüksek sıcaklık hasarı	6
2.2.3 Enjektör yüzey erozyonu	8
2.3 Enjektör Sistem Tasarımı	8
2.3.1 Motor basınç dağılımı	8
2.3.2 Lüle genişleme oranı	8
2.3.3 Daralma oranı	8
2.4 Enjektör manifold dağılımı	9
2.5 Sıvı Yakıtlı Roket Motorları İçin Muhtemel Enjektörler	9
2.5.1 Eş merkezli (İNG:coaxial) enjektör	10
2.5.2 Çarpma (İNG: impinging) enjektör	11
3. SIVI YAKITLI ROKET MOTORLARI İÇİN EŞ-MERKEZLİ GİRDAP ENJEKTÖRÜ.....	13
3.1 Eş-Merkezli girdap Enjektörü Gelişimi	13
3.2 Girdap Enjektörü Akış Karakteristiklerinin Belirlenmesi.....	16
3.3 Atomizasyon Prosesi	21
3.3.1 Atomizasyon koşullarının belirlenmesi	21

3.3.2 Akışkan ayrışması - dilimlenmesi	23
3.3.3 Ortalama tanecik çapının belirlenmesi	24
3.3.4 Akış sayısı, boşalma katsayısı ve film kalınlığı	27
3.3.5 Sprey koniklik açısı	30
4. GİRDAP ENJEKTÖRÜ NÜMERİK ANALİZİ	33
4.1 Girdap Enjektörü İsterleri ve Boyutlandırma	33
4.2 Çözüm Ağının Oluşturulması	35
4.3 Tek Fazlı – Zamandan Bağımsız Akış Analizi	36
4.4 İki Fazlı Zamana Bağlı Girdap Enjektörü Akışkan Analizi	39
5. SONUÇ	53
KAYNAKLAR	55
ÖZGEÇMİŞ	59

KISALTMALAR

SMD	: Sauter Mean Diameter
FN	: Flow Number
LRE	: Liquid Rocket Engine
LOX	: Liquid Oxygen

SEMBOLLER

σ	: Sıvı Yüzey Gerilmesi
μ	: Viskozite
θ	: Sprey Koniklik Açısı
ρ	: Sıvı Yoğunluğu
φ	: Doluluk Oranı

ÇİZELGE LİSTESİ

	<u>Sayfa</u>
Çizelge 3.1 : Girdap enjektörü tasarım değişkenleri.	17
Çizelge 4.1 : Girdap enjektörü tasarım gereksinimleri.	34
Çizelge 4.2 : Tek fazlı akış analizinde kullanılan çözüm prosedürü.	38

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 2.1 : İtici sistemlerinin türlerine göre itki ve basınç mertebeleri [3-6].	4
Şekil 2.2 : Sıvı yakıtlı roket motoru şematik genel diyagramı [8].	7
Şekil 2.3 : Sıvı yakıtlı roket motoru yanma odası [2].	9
Şekil 2.4 : Sıvı yakıtlı motorlar için aday enjektörlerin şematikleri [4,9].	10
Şekil 3.1 : Atomizör içi şematik görünümü [13].	14
Şekil 3.2 : Atomizasyon prosesi ve temel parametreler [16].	15
Şekil 3.3 : Bazorov girdap enjektörü iç akış modellemesi [21].	16
Şekil 3.4 : Farklı geometrik parametrelerde debi katsayısı-doluluk oranı değişimi.	20
Şekil 3.5 : Optimum debi katsayısı ve a parametresinin doluluk oranı ile değişimi.	21
Şekil 3.6 : Atomizasyon süreci, sprej morfolojileri [25].	23
Şekil 3.7 : Dalgalı yapı ve dilimlenme mekanizması [26].	24
Şekil 3.8 : Girdap enjektörü sıvı film kalınlığı ve koniklik açısı.	25
Şekil 3.9 : Sıvı viskozitesinin SMD ve enjeksiyon basıncı ile ilişkisi.	26
Şekil 3.10 : Boşalma katsayısının farklı geometrik parametrelere göre değişimi.	28
Şekil 3.11 : Girdap enjektörü film kalınlığının farklı geometrilerde değişimi.	30
Şekil 3.12 : Sprej koniklik açısının enjektör geometrisine bağlı değişimi.	31
Şekil 4.1 : Girdap enjektörü şematik boyutlandırma görünümü.	34
Şekil 4.2 : Girdap enjektörü atomizörü üç boyutlu görünümü.	35
Şekil 4.3 : Girdap enjektörü çözüm ağı.	36
Şekil 4.4 : Girdap enjektörü iki fazlı akış durumu.	37
Şekil 4.5 : Akışkan analizi sınır koşulları.	37
Şekil 4.6 : Tek fazlı akışta stream fonksiyonu.	38
Şekil 4.7 : Steam fonksiyonun akış çizgisi olarak gösterilmesi.	39
Şekil 4.8 : İki fazlı akış çözüm ağı.	40
Şekil 4.9 : Kararlı hale gelmiş faz kontürleri (kırmızı sıvı, mavi gaz fazı).	41
Şekil 4.10 : Eksenel hız kontürleri.	42
Şekil 4.11 : Radyal hız kontürleri.	43
Şekil 4.12 : Girdap hız kontürleri.	44
Şekil 4.13 : Statik basınç (Pa) kontürleri.	45
Şekil 4.14 : Dinamik basınç (Pa) kontürleri.	46
Şekil 4.15 : Toplam basınç (Pa) kontürleri.	47
Şekil 4.16 : Eksenel hız (m/s) vektörleri.	48
Şekil 4.17 : Radyal hız (m/s) vektörleri.	49
Şekil 4.18 : Girdap hız (m/s) vektörleri.	50
Şekil 4.19 : Zamana bağlı akışın enjektör içindeki ilerleyişi.	51

SIVI YAKITLI ROKET MOTORLARI İÇİN EŞ MERKEZLİ GİRDAP ENJEKTÖRÜ TASARIMI

ÖZET

Sıvı yakıtlı roket motorlarında yakıt atomizasyonun istenilen karakteristikte ve performansta olması; roket motorunun beklenen özgül itki değerlerini yakalaması açısından hayati önem teşkil etmektedir. Literatürde yapılan incelemelerde sıvı yakıtlı roket motorları için geliştirilen ilk enjektörlerde Rus tasarımı ürünlerin daha çok analitik ifadelerin türetilmesi ile belirlendiği, ABD tasarımı ürünlerde ise deneysel veriler kullanılarak türetilen ampirik bağıntılar kullanılarak atomizör tasarımları yapıldığı görülmüştür. Yapılan ilerlemeler ile analitik ve ampirik bağıntıların geliştirildiği, var olan sonuçların nümerik çalışmalarla da simule edilerek doğrulandığı görülmüştür.

Sıvı yakıtlı roket motorlarında kullanılan yakıtlar genellikle kriyojenik özelliktedir ve yanmanın gerçekleşmesi için sıvı kütlenin hızlıca buhar fazına geçirilmesi bir gerekliliktir. Bu sebepten yanma odası girişinde yakıtlar enjektörlerde farklı metodlar kullanılarak küçük taneciklere ayrışması sağlanmaktadır. Küçük taneciklere ayrılan sıvının moleküllerinin yüzey alanı ciddi oranda artmaktadır ve buharlaşması için gerekli olan enerji ihtiyacı düşmektedir. Buharlaşma için gerekli olan enerji ihtiyacının azalması, sıvının buharlaşma hızını arttırmaktadır. Buhar fazına geçen yakıt (yanıcı+yakıcı) bir enerji kaynağı ile reaksiyona girmesi sağlanır ve yanma başlar. Burada kritik olan buharlaşmanın enjektör çıkışından sonra hangi mesafede en yoğun şekilde gerçekleşeceğinin belirlenmesidir. Çünkü ilgili mesafe, aynı zamanda yanmanın nerede başlayacağını, dolayısı ile motor performansını direkt etkilemektedir. Bu sebepten sıvı yakıtlı motor yanma odası tasarlanıyorken, enjektörün ortalama tanecik çapı, sprej koniklik açısı ve tanecik parçalanma boyunca tasarımı girdi parametre olarak göz önünde tutulması gerekmektedir.

Yapılan çalışmada, atomizör için ister olarak belirlenen parametreler; verilen girdi parametreleri kullanılarak hem analitik olarak türetilmiş hem de nümerik olarak doğrulanmıştır. Girdi parametresi olarak verilen yakıt debisi ve basınç düşüm değeri kullanılarak ortalama tanecik çapı, sprej koniklik açısı ve tanecik parçalanma boyu analitik olarak belirlenmiştir. Yapılan analitik hesaplamalarda viskoz olmayan akış şartları göz önünde bulundurularak ilgili denklemler türetilmiştir. Denklemler türetilirken Bernolli eşitliği, kütle ve enerji korunum denklemleri ile açısal momentum korunum denklemleri kullanılmıştır. Analitik olarak istelere uygun olarak boyutlandırılan ve tasarlanan atomizör için GAMBIT kullanılarak kare çözüm ağı oluşturulmuştur. Oluşturulan çözüm ağı Fluentte çözdürülmüştür. Yapılan akış analizinin gerçeğe en yakın olabilmesi için iki fazlı akış çözümü zamana bağlı olarak çözdürülmüş ve başarılı şekilde iç akışının oturduğu şartlar belirlenmiştir. Geometrik boyut, çözüm ağı çözünürlüğü ve akış hızları göz önünde bulundurulduğunda zamana bağlı çözümde kullanılan ilerleme adımlarının mikro saniyeler mertebesinde olduğu yapılan çalışmalarla görülmüştür.

COAXIAL SWIRL INJECTOR DESIGN FOR LIQUID ROCKET ENGINE

SUMMARY

Thrust request of aerial vehicles is provided from different type of propulsion systems for atmospheric and exoatmospheric application. In atmospheric operations, air breathing or propeller engine systems could be used for a propulsion request; however rocket engines are the only choice for exoatmospheric operations since there is no air in that environment. Rocket engines could be classified into the two main types: One is the solid rocket engine and the other is liquid rocket engine.

In liquid rocket engines (LRE), both fuel and oxidizers are stored in liquid phases and general configuration includes tanks, pump systems, valve system, injection systems, combustion chamber, nozzle and cooling passage for LRE's. Liquid fuel and oxidizers are both pressurized with pumps and transferred to the injection system. After atomization starts, the following step is the vaporization of liquid components. Finally, combustion takes place from fuel and oxidizers vapor mix.

Both liquid and solid rockets have some advantages and disadvantages. Liquid rocket engines have higher thrust level, led to adjust the thrust level and have stop-restarting features. Besides these advantages, liquid rocket engines have also some disadvantages. Cryogenic liquid storage, complex flow control systems and high maintenance costs are the basic disadvantages of this type of engines. Conversely, solid rocket engines have less complex systems and this gives an advantages to solid engines such as storing propellant is simple and firing system of propellant is simple. Adjustable thrust level and restarting is not applicable for solid rocket engines.

Liquid rocket engines are used most of space shuttle and launching vehicles as the main thrust system. Combustion performance of liquid engines has directly effect on total motor performance. Key issue for high combustion efficiency is to fine atomization and mixing of propellants. Hence, atomization quality and stability of injection system has a critical role on the total performance of rocket engine.

Liquid atomization is the process that is the disintegration of bulk liquid into the small droplets. Liquid atomization is widely used in different industries like thrust chambers, pharmaceutical industry and agriculture industry for different aims.

Obtaining the expected design characteristics and performance parameters of injectors in liquid-propellant rocket engine have critical role on rocket engine performance output. Russian researchers had a first studies on coaxial injectors to express the phenomena inside the atomizer by deriving analytical expressions. Besides researchers from US expressed the empirical equations derived from experimental data to clarify the inside flow of an atomizer. Progress in both analytical and empirical studies resulting more precise and controlled injector design.

Liquid-propellant rocket engines mostly use cryogenic propellants and the rapid vaporization of liquid bulk is a necessity for high performance combustion in thrust chamber. Hence, different types of injectors could be used according to the requests in combustion chamber to disintegrate the bulk liquid propellant. After disintegration of bulk liquid, droplets have much higher surface area than bulk liquid and this led them a lower energy needs to vaporization. Decreasing requested energy for vaporization of droplets led to increase the vaporization speed. Combustion starts with igniting when the both propellant are in vapor phase.

Critical parameter for the combustion is the distance between the injector and vaporization zone since this distance says where the combustion starts. Therefore, injector droplet mean diameter, spray cone angle and break-up length parameters take into consideration when designing a combustion chamber of liquid-propellant rocket motor.

In liquid rocket engines, there are different types of injectors, which could be used. Coaxial and impinging types are two main classification and both of them have some advantages and disadvantages. Coaxial types of injectors are widely used especially in liquid oxygen and liquid hydrogen propellant engines. Coaxial injectors are can be divided two sub-group: Shear Coaxial and Swirl Coaxial. Swirl coaxial types of injectors have two swirl type injectors located coaxially. Inner swirl injector atomizes the liquid oxygen and the outer swirl injector atomizes the fuel.

Coaxial swirl injector can classified as a sub-type of swirl atomizers. These type atomizes have been started to develop since beginning of twentieth century. Studies on this type injector were mostly focused on the inner flow phenomena of atomizer at early times. Analytical equations were derived for the swirl atomizers with the assumption of inviscid liquid. Derived equations were improved by using the experimental data and could be useful for swirl atomizers with the different geometries. Droplet size, spray cone angle, flow rate, and most of other important parameter effect the flow could be determined by the derived equations.

Swirl atomizers used in rocket engines have some basic characteristic than used in other application like gas turbine. Higher flow rate and cryogenic flow condition in rocket engines are the main differences than the other applications. This situation led the designer to use a different design procedure especially on materials and mechanical sides. Nowadays numeric analysis used in computer led to designer to characterize the atomizer rapidly and the modern test facilities are give valuable characterization data to the designer.

Swirl atomizers could be named as the simplex atomizer or pressure-swirl atomizer literally. Working principle of swirl atomizer is quite simple; however, hydrodynamic and aerodynamic flow phenomena of swirl atomizer are highly complex. In swirl atomizer, fluid is entering swirl chamber via the tangential port to increase the swirl velocity component. After entering swirl chamber, fluid is directed in to the conical surface to reach the exit orifice. Highly swirled fluid exits atomizer with the high relative speed to the stationary gas phase into the atomizer environment and this led to fluid to starting the disintegration.

In this study, pre-determined performance output of the injector are find out according to giving input parameters via the analytical and empirical equation, and numeric validation. Injector input parameters (propellant mass flow rate and pressure dropt) are used in analytical equations to calculate the internal geometry of injector and spray performance characteristics (mean droplet diameter, spray cone angle and break-up length). Analytical equations are derived according to the inviscid theory and derived by using the Bernolli, mass, energy and angular momentum conservation equations. GAMBIT mesh generator program is used in this study as a part of numeric works to create the mesh in the interior face of injector. Numerical analysis are performed in Fluent and for an injector realistic analysis, numerical solution is solved transiently in two-phase flow. Geometric dimensions, mesh geometry and fluid velocity are directly affecting the convergence criteria, and time steps for injector numerical analysis are found around the microseconds.

1. GİRİŞ

Hava araçları atmosfer içi ve/veya atmosfer dışı operasyonlarda sevk edilebilmesi için farklı tipteki sevk sistemleri kullanılarak itki kuvveti oluşturulabilmektedir. Atmosfer içi uygulamalarda hava solunmalı jet motorları ya da pervaneli sistemlerle itki kuvveti oluşturulabilirken; atmosfer dışı uygulamalarda hava olmadığında sadece roket motorları kullanılabilir. Etki-tepki prensibi ile çalışan roket motorları, temelde iki farklı tiptedir: Sıvı yakıtlı roket motorları ve katı yakıtlı roket motorları.

Sıvı yakıtlı roket motorlarında kullanılan yanıcı yakıt ve yakıcı oksitleyici sıvı fazda muhafaza edilmektedir. Pompalarda basınçlandırılarak enjeksiyon sistemine gönderilen sıvı fazdaki bileşim, yanma odasında yakılıp, lülede genişletilerek istenilen itki kuvveti oluşturulur. Katı yakıtlı roket motorlarında ise yanıcı ve oksitleyici katı fazda karıştırılıp; roket geometrisine uygun olarak katı fazda gövde içerisine yerleştirilir.

Her iki roket motor tipi de bazı avantaj ve dezavantajlara sahiptir. Sıvı yakıtlı roket motorların yüksek itki kuvveti oluşturabilme, itki seviyesini ayarlayabilme (azaltma-arttırma) ve sistemi durdurup, yeniden çalıştırma gibi 3 temel avantaja sahiptir. Bununla birlikte yakıtların depolanması, karmaşık ve maliyetli yakıt pompalama sistemlerine sahip olmaları ve yüksek bakım maliyetleri dezavantajları olarak sıralanabilir. Katı yakıtlı motorlarda ise yakıtların kolay depolanabilir olması, basit yanma sistemlerine sahip olunması bu türdeki roket motorlarının temel avantajlarıdır. Katı yakıtlı motorlarda itki seviyesinin ayarlanamaması, yeniden çalıştırılmaması ve patlayıcı nitelikte olması, bu motorların temel dezavantajlarıdır.

Sıvı yakıtlı roket motorları birçok fırlatma ve uzay aracında ana sevk sistemi olarak kullanılmıştır. Sıvı yakıtlı roket motorlarının performans ve verimini temelde etkileyen parametrelerin başınma yanma verimi gelmektedir. Yanma verimi için ise yanıcı ve yakıcı sıvı fazdaki yakıtların iyi seviyede atomize olması ve karışması

gerekmektedir. Dolayısı ile sıvı yakıtlı roket motor istenilen güvenilirlik ve verim seviyelerini yakalayabilmesi için atomizör tasarımı son derece kritik öneme sahiptir.

Sıvı atomizasyonu, bütüncül haldeki sıvı moleküllerinin küçük damlacıklara ayrışması prosesidir ve endüstriyel alanda farklı birçok uygulamada (sevk sistemi yanma odalarında, ilaç endüstrisinde, tarım endüstrisinde vb.) bu proses kullanılmaktadır.

2. SIVI YAKITLI ROKET MOTORLARI

2.1 Roket Motoru Uygulamalarında Tasarım Gereksinimleri

İtki sistemlerinin başarılı bir şekilde çalışmasından önce, ilk olarak ürünün fonksiyonel gereksinimlerinin türetilmesi-belirlenmesi gerekmektedir. Bu durum hem tasarım sürecinde karşılaşılabilecek olan risklerin öngörülmesine, hem de tasarım ve operasyon süreçlerinde ne tür kısıtların olabileceğinin öngörülmesinde önem arz etmektedir. Tasarım gereksinimlerinin türetilmesi beraberinde, gereksinimin kritikliğine göre önceliklendirilmesine ve bu sayede kaynakların daha verimli kullanılmasını sağlamaktadır. İtki sistemi tasarım sürecinde, tasarıma girdi olarak belirlenmesi gereken gereksinimler üç ana başlıkta incelenebilir.

2.1.1 İtki mertebesi ve çalışma basıncı

İtki mertebesi ve çalışma basıncı gereksinimleri itki sisteminin büyüklük ve ağırlığını belirleyen parametrelerdir. Şekil 2.1’de farklı büyüklük mertebelerindeki itki sistemleri yanma odası basıncının, üretilen itki seviyesine göre değişimi gösterilmiştir.

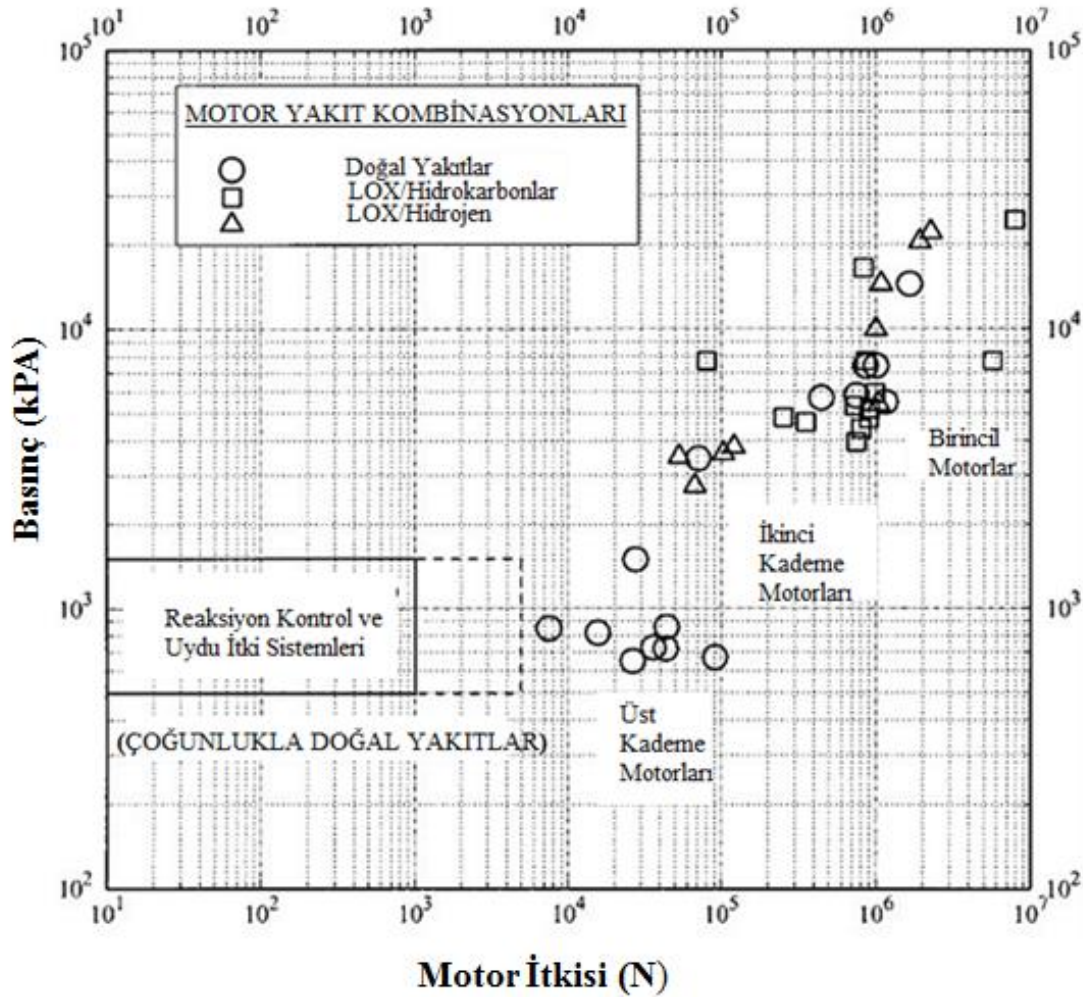
2.1.1.1 Birincil motorlar

Birincil motorlar itki sistemleri en büyük ve en yüksek itki üreten sistemlerdir. Uzay görevi için yer yüzünden fırlatılan modüllerin ilkidir ve sahip olduğu yüksek itme gücü ile uzaya taşınması gereken faydalı yük ve belirli atmosfer kademlerinde ateşlenen farklı kademe motorlarının tamamını taşımaktadır. Özgül itki performansının artırılması için yanma odası çıkışında yüksek basınç mertebelerini sağlayacak yanma karakteristiklerine sahiptirler.

2.1.1.2 İkinci kademe motorları

İkinci kademe motorları atmosfer dışı ortamda verimli bir şekilde kullanılmaktadırlar. İkinci kademe motorlarında akışın az miktarda genişlemesi ile

yüksek oranda performasn sağlanabilmektedir. Bu tip motorlarda, Booster motorlarda olduğu gibi yüksek yanma odası basınçlarına ihtiyaç duyulmamaktadır.



Şekil 2.1 : İtki sistemlerinin türlerine göre itki ve basınç mertebeleri [3-6].

İkinci kademe motorlarında yakıt transferi pompa sistemi ya da basınçlandırılmış tank ile yapılabilmektedir.

2.1.1.3 Üst kademe motorları

Üst kademe motorları, ikinci kademe motorlarının küçük versiyonları olarak tanımlanabilir. Bu tür motorlarda ağırlık ve maliyetinden ötürü, pompa ile basınçlandır sistemleri kullanılmamaktadır. Üst kademe motorlarda basınçlandırılmış tanklar kullanılarak enjeksiyon için gerekli basınç farklı oluşturulmaktadır.

2.1.1.4 Reaksiyon kontrol ve uydu kontrol sistemleri

Reaksiyon kontrol ve uydu kontrol sistemlerinde kullanılan motorlar ürettikleri itki mertebeleri göz önünde bulundurulduğunda en küçük itki sistemleri olarak

sınıflandırılabilirler. Bu türdeki itki sistemleri hava aracı güdüm kontrolünde ya da uydu pozisyon kontrolünde kullanılabilir [2].

2.1.2 Yakıt türü

İtki sistemlerinde kullanılan yakıt türleri 3 ana sınıfta kategorize edilebilir [2].

2.1.2.1 Kriyojenik

Kriyojenik yakıtlar oda sıcaklığında ve 1 atmosfer basınç altında gaz fazında bulunan; ancak düşük sıcaklıklarda sıvı fazda tutulabilen yakıtlardır. Bilinen en genel kriyojenik yakıt kombinasyonu sıvı oksijen ve sıvı hidrojenidir. Bu çift hem yüksek özgül itki oluşturmakta hem de çevreyi kirleten egzoz gazları oluşturmamaktadır.

Bununla birlikte itki sistemlerinde sıvı hidrojen yanma odası ve lülenin çevresinde soğutucu olarak da kullanılmaktadır.

2.1.2.2 Sıvı oksijen ve hidrokarbonlar

Hidrokarbonlar içinde en geniş kullanım alanına sahip olan kerosen, sıvı hidrojenle karşılaştırıldığında bulunabilirlik, düşük maliyet, depolanabilirlik açılarından avantaja sahiptir. Sıvı oksijenin, kerosene göre çok daha kolay buharlaşabilir olması sebebi ile, bu türde yakıt kullanılan roket motorlarında; yanma odası uzunluğu oksijen buharlaşmasından ziyade, kerosen buharlaşması göz önünde bulundurularak tasarlanmalıdır.

2.1.2.3 Depolanabilir bileşenler

Oksitleyici olarak kullanılabilen depolanabilir bileşenler genellikle nitrik asit (HNO_3) ve diğer azot-oksijen bileşenli yapılardır. Yanıcı olarak kullanılabilen depolanabilir bileşenlerin en bilineni amin grubu olan hidrazin (N_2H_4) ve türevleridir. Bu yakıtlar normal sıcaklık ve basınç şartları altında sıvı fazda bulunmaktadır.

2.1.3 Motor çevrimi ve yakıt besleme sistemi

Sıvı yakıtlı roket motorlarının doğası gereği, tanklarda olan yakıt bileşenlerinin enjektörlere iletilmesinde gereken debi ve basınç değerlerinin sağlanabilmesi için yakıt besleme sistemlerini ihtiyaç duyulmaktadır. Şekil 2.2’de pompa yakıt besleme sistemine sahip olan bir sıvı yakıtlı roket motoru şematığı verilmiştir.

2.1.3.1 Basınçlandırılmış yakıt tankları

Basınçlandırılmış yakıt tankları ile yakıt beslemesi yapmak, diğer besleme sistemleri göz önünde bulundurulduğundan daha kolay ve basit bir çalışma esasına dayandığı görülmektedir. Tank basınçlandırmaları inert özellik gösteren helyum ya da azot gazı ile yapılmaktadır. Helyum gazı, hafif olması sebebi ile uçuş şartlarında kullanılmaktadır. Azot gazı ise hem bulunabilirliğinin kolay olması hem de daha ucuz olması sebebi ile yer testlerinde basınçlandırma amacı ile kullanılmaktadır.

Bununla birlikte basınçlı tankların kullanıldığı sistemlerde; yakıt tanklarının yapısal gereksinimlerini düşürmek amacı ile daha düşük çalışma basınçlarına uygun olacak şekilde sistem tasarımı yapılmaktadır.

2.1.3.2 Gaz jeneratör çevrimi

Gaz jeneratör çevrimi pompa ile beslemeli çevrimlerin en basit versiyonunu oluşturmaktadır. Roket motoruna giden yakıt küçük bir oranı, bypass edilerek bir gaz türbininde yakılır ve türbinden elde edilen shaft gücü ile roket motorunu besleyen pompaları tahriklemektedir.

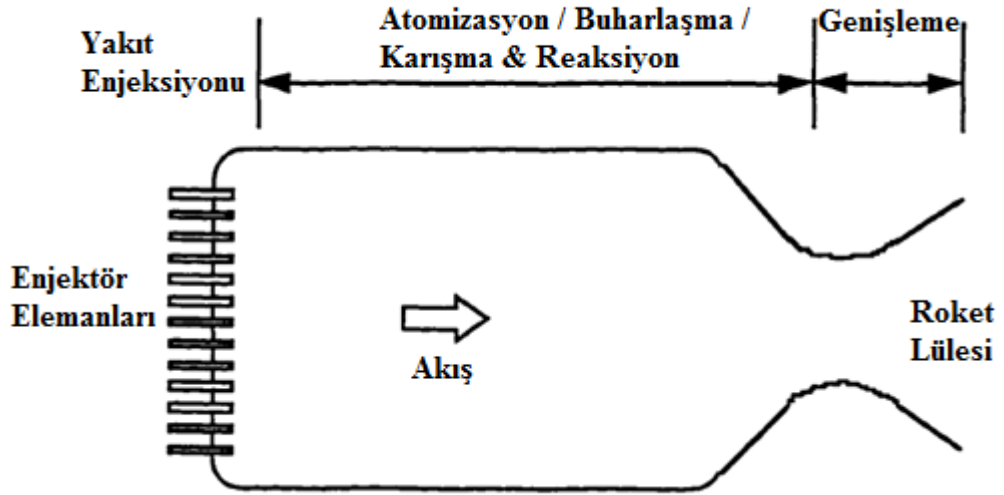
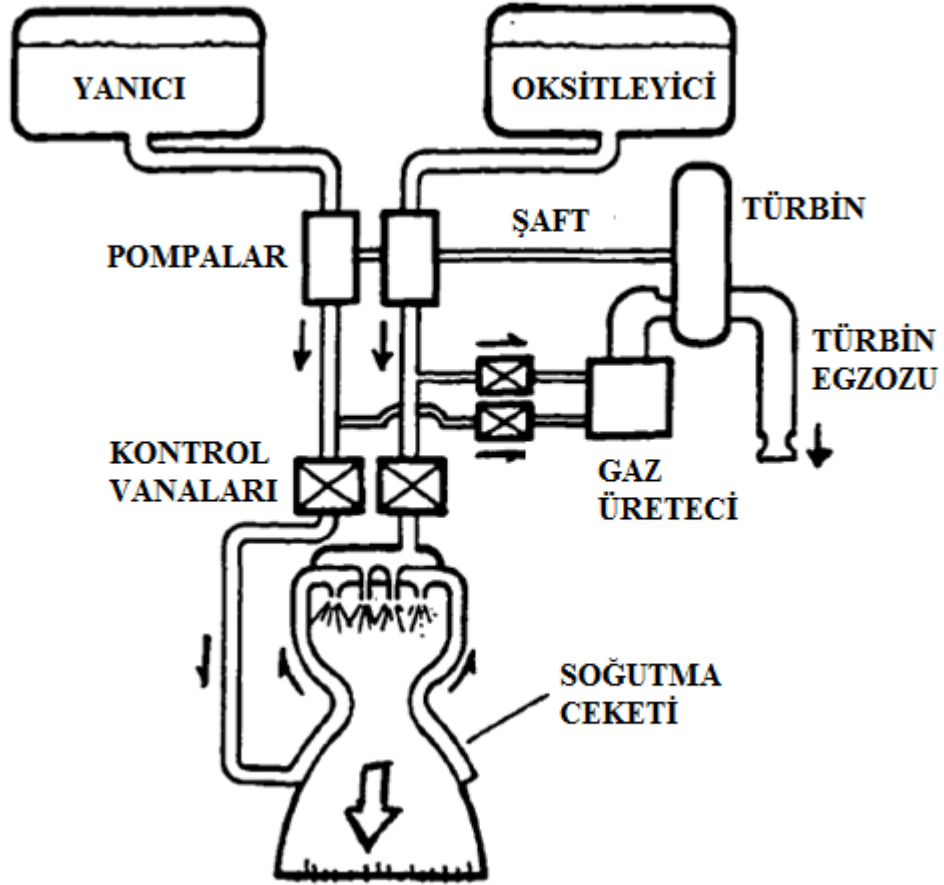
2.2 Roket Motoru Geliştirme Sürecinde Karşılaşılan Riskler

2.2.1 Yanma süreksizliği

Sıvı yakıtlı roket motorlarının geliştirme sürecinin başından günümüze, karşılaşılan en temel problem yanma süreksizliğidir.

2.2.2 Yüksek sıcaklık hasarı

Özellikle düşük irtifa booster roket motorlarından yüksek performans almak için tasarımın yanma odasından lüleye genişlemesindeki oranı en yüksekte tutarak, çıkış hızını sağlayacak şekilde olması istenir. Burada temel nokta ise yüksek yanma odası basınçları, yanma odasında erişilen yüksek ısı akıları ile direkt ilintilidir. Bu sebeple yüksek performans çıktıları alabilmek için yüksek ısı akılarının yanma odası içinde elde edilmesi gerekmektedir; ancak burada önemli olan nokta yanma odası ve lüle de



Şekil 2.2 : Sıvı yakıtlı roket motoru şematik genel diyagramı [8].

kullanılan malzemelerin dayanım limitlerinin geçmeyecek şekilde bu sıcaklık akılarının kontrol edilmesidir. Malzemeyi hasara uğratmadan yüksek ısı akılarını

elde edebilmek için hem yanma odası dışında hem de lüle dışında yakıt dolaştırılarak malzeme üzerindeki ortalama sıcaklıkların düşürülmesi sağlanmaktadır.

2.2.3 Enjektör yüzey erozyonu

Enjektör yüzey erozyonu bir tür korozyon mekanizmasıdır ve özellikle yüksek basınçlarda çalışan roket motorlarında görülebilecek bir hasar türüdür. Bu tür hasarlar enjeksiyon performansını, dolayısı ile motor performansını düşürücü etkilere sebep olmaktadır.

2.3 Enjektör Sistem Tasarımı

Yukarıdaki bölümlerde verilen bilgiler ışığında hangi itki seviyelerinde, yanma odası basınç mertebeleri hangi seviyelerde, uygun yakıt besleme sistemi türü ne gibi sorulara istenilen ürünün niteliğine göre cevap verilebilir durumdadır. Bu bilgileri daha da özele indirgenirse: Yakıt türü, yakıt karışım oranı (yanıcı/yakıcı), motor itkisi, besleme türü, yanma odası uzunluğu gibi sorulara konsept olarak karar veirildikten sonra bu bilgiler ışığında enjektör ve yanma odası için ön tasarım yapılabilir düzey oluşmuş olur. Tasarım sürecinde göz önünde bulundurulması gereken tasarım parametreleri aşağıdaki gibidir.

2.3.1 Motor basınç dağılımı

Sıvı yakıtlı roket motorunda basınç dağılımı açısından göz önünde bulundurulması gereken noktalar: Yanma odası basıncı, lüle sağutma sistemi basınç düşümü, enjektör basınç düşümü ve yakıt tanklarından enjektöre gelene kadar ki borulama ve vanalarda oluşan basınç düşümü şeklindedir.

2.3.2 Lüle genişleme oranı

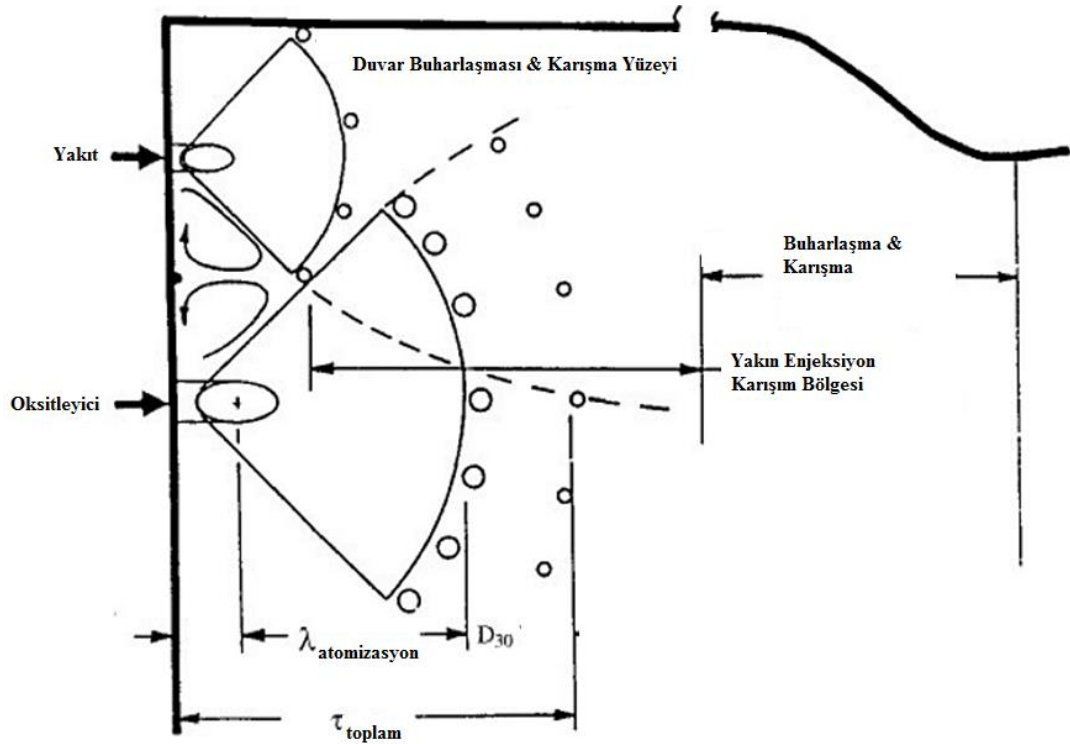
Lüle genişleme oranı ilgili motorun üst kademe motorumu ya da booster motoru mu olduğuna göre farklı parametreleri göz önünde bulundurmayı gerektirmektedir.

2.3.3 Daralma oranı

Daralma oranı ses altı yanma odası kesit alanının lüle boğaz alanına oranı olarak tanımlanmaktadır. Bu oran birçok roket motorunda 2 ile 4 aralığındadır.

2.4 Enjektör manifold dağılımı

Enjektör tasarımının başlangıç noktası yanıcı ile yakıcı oksitleyicinin doğru bir şekilde yanma odasını içerisinde dağılımının sağlanmasıdır. Yanıcı ile yakıcı oksitleyicinin uniform bir şekilde karışması yanma performansını maksimize etmektedir. Bununla birlikte uniform bir karışım yanma odası cidarlarındaki sıcaklığın da artmasına sebep olmaktadır. Bu durumda herhangi bir hasar durumunun oluşmaması için motor dış cidarlarında soğutma yapılmaktadır. Şekil 2.3’de sıvı yakıtlı roket motoru yanma odası akışı şematik olarak verilmiştir.

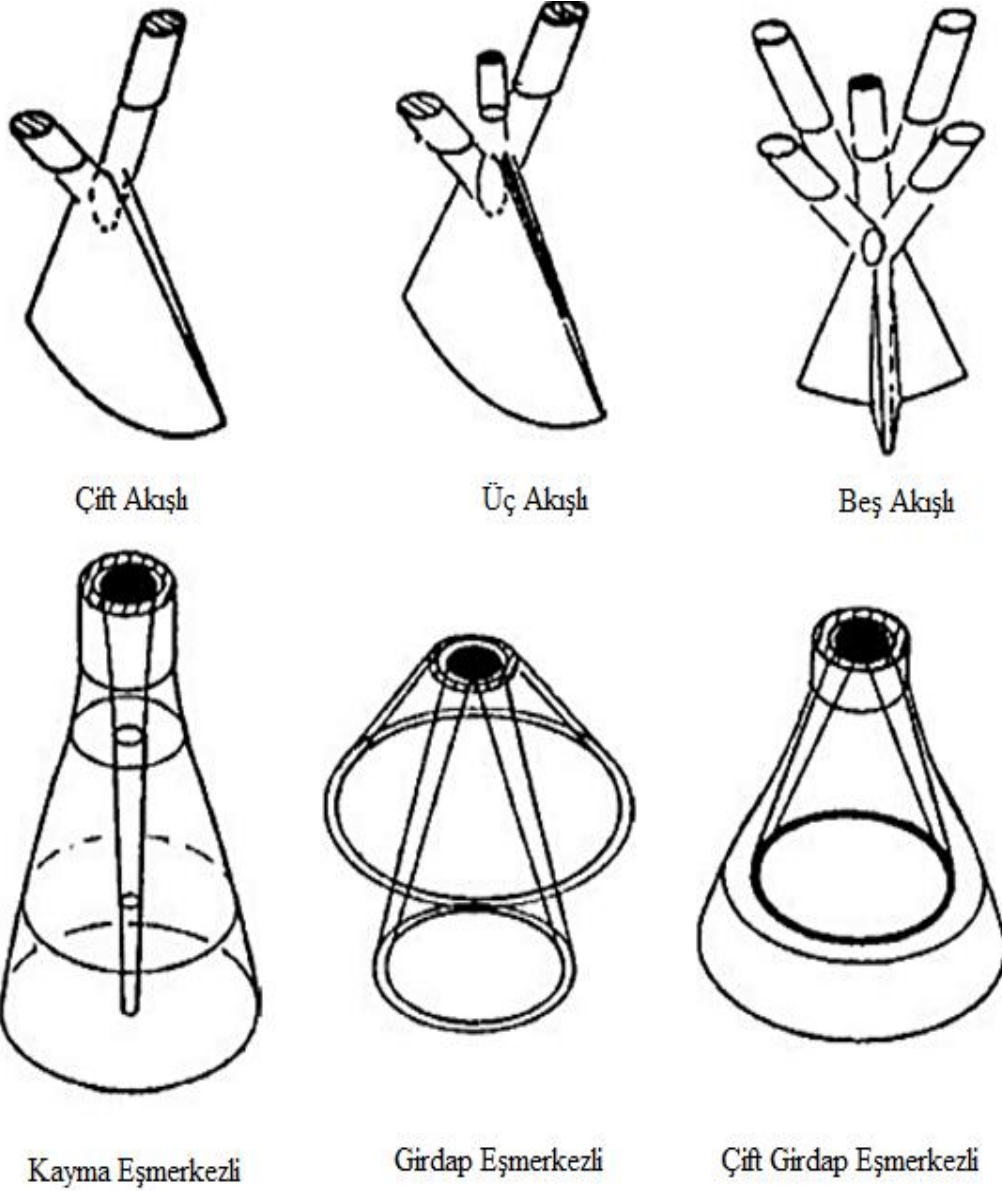


Şekil 2.3 : Sıvı yakıtlı roket motoru yanma odası [2].

Enjektör manifold dağılımı belirlenirken, maliyetli ve zor olan gerçek yanma koşullarındaki testler yapılmadan önce ilk olarak soğuk akış testleri ile gerekli doğrulama çalışmaları yapılır.

2.5 Sıvı Yakıtlı Roket Motorları İçin Muhtemel Enjektörler

Farklı çalışma presiplerindeki değişik tipteki enjektörlerin sıvı yakıtlı roket motorlarında atomizasyon amacı ile kullanılabileceği yapılan çalışmalarla görülmüştür [4,9]. Şekil 2.4’de bu enjektör tip spray karakteristikleri şematik olarak verilmiştir.



Şekil 2.4 : Sıvı yakıtlı motorlar için aday enjektörlerin şematikleri [4,9].

Yukarıda verilen farklı tipteki enjektörlerin birbirlerine göre avantaj-dezavantajları aşağıda verilmiştir.

2.5.1 Eş merkezli (İNG:coaxial) enjektör

Bu tipteki enjektörler özellikle oksijen/hidrojen yakıtını kullanan sistemlerde yoğun olarak kullanılmıştır. Kendi içlerinde kesme eş merkezli (İNG: shear coaxial) ve girdap eşmerkezli (swirl coaxial) olarak iki gruba ayrılmaktadırlar. Eş merkezli enjektörlerde sıvı hidrojen dış halkadan, sıvı oksijen ise iç merkezden enjekte edilmektedir.

2.5.2 Çarpma (İNG: impinging) enjektör

Şekil 2.4’de üst sırada farklı tipteki şematik görselleri verilen çarpma enjektörleri sıvı yakıtlı roket motorlarında enjesiyon elemanı olarak kullanılabilirler. Bu tipteki enjektörler stabil bir yanma karakteristiğini sağlamalarına rağmen motorun performansına orta mertebede katkı sağlamaktadırlar.

3. SIVI YAKITLI ROKET MOTORLARI İÇİN EŞ-MERKEZLİ GİRDAP ENJEKTÖRÜ

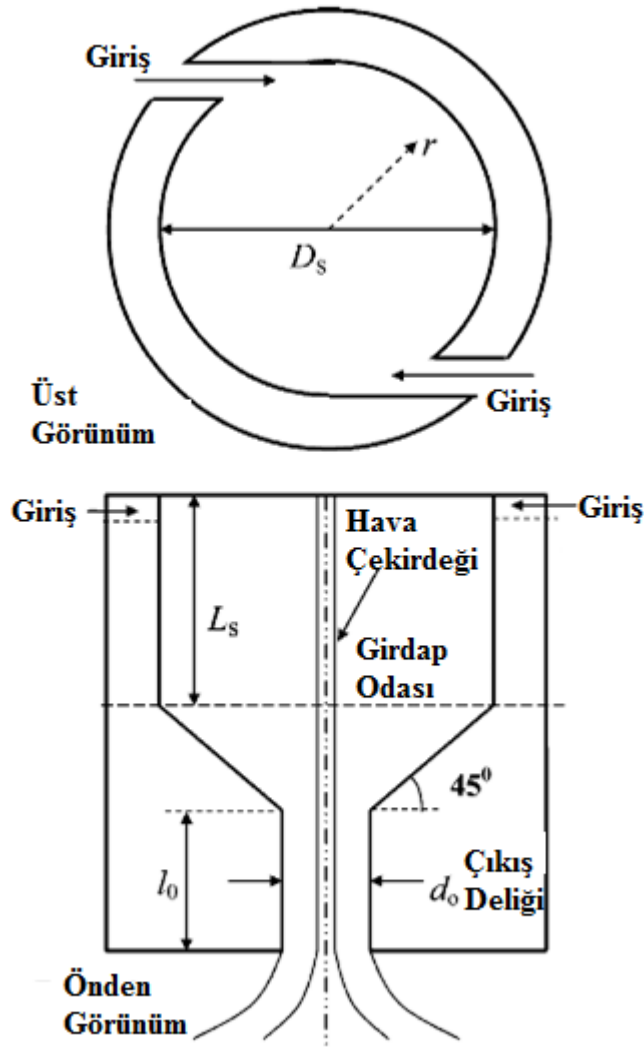
3.1 Eş-Merkezli girdap Enjektörü Gelişimi

Eş-merkezli girdap enjektörü, içinde bulunduğumuz yüzyılın başlarından beri geliştirilen girdap enjektörlerinin bir alt sınıfı olarak nitelendirilebilir. Girdap enjektörleri üzerine yapılan ilk çalışmalar girdap akış alanının enjektör içinde anlayabilme üzerine kurgulandığı görülmektedir [10,11].

Yapılan çalışmalarda akış alanının viskoz yapıda olmadığı kabulü altında analitik eşitlikler türetilmiştir. Türetilen eşitlikler deneysel veriler de kullanılarak iyileştirilmiş ve farklı geometrilerdeki girdap enjektörlerinde kolayca kullanılabilir hale gelmiştir. Enjektöre ait temel karakteristiklerden birisi olan tanecik boyutu debi, akışkan fiziksel özellikleri, geometrik parametreler kullanılarak bulunabilir hale gelmiştir [12].

Roketlerde kullanılan girdap enjektörlerini diğer uygulamalardan (gaz türbini vb.) ayıran bazı temel karakteristikler diğer enjektörlere göre çok daha fazla akış debisine sahip olması, kullanılan sıvının kriyojenik olmasıdır. Bu durum tasarım açısından da farklılıkları beraberinde getirmektedir. Bilgisayar destekli analizler ve yüksek görüntüleme kabiliyetlerine sahip test düzenekleri günümüzde girdap enjektörlerinin detaylı bir şekilde incelenmesine de fırsat sağlamaktadır.

Girdap atomizörleri literatürde *simplex atomizer*, *pressure-swirl atomizer* ya da *santrifü-girdap atomizer* diye de adlandırılmaktadırlar. Eş merkezli girdap enjektörleri çalışma prensibi açısından incelendiğinde sıvıyı küçük parçacıklara bölen bir atomizör olarak çalışmaktadır. Şekil 3.1’de görüldüğü gibi yüksek basınç ile atomizöre giren sıvı teğetsel sıvı portlarından girdap holüne girerek; yüksek mertebede teğetsel hız bileşenine sahip olan, dolayısı ile girdap holü ekseninde dönerek hareketine devam eder.



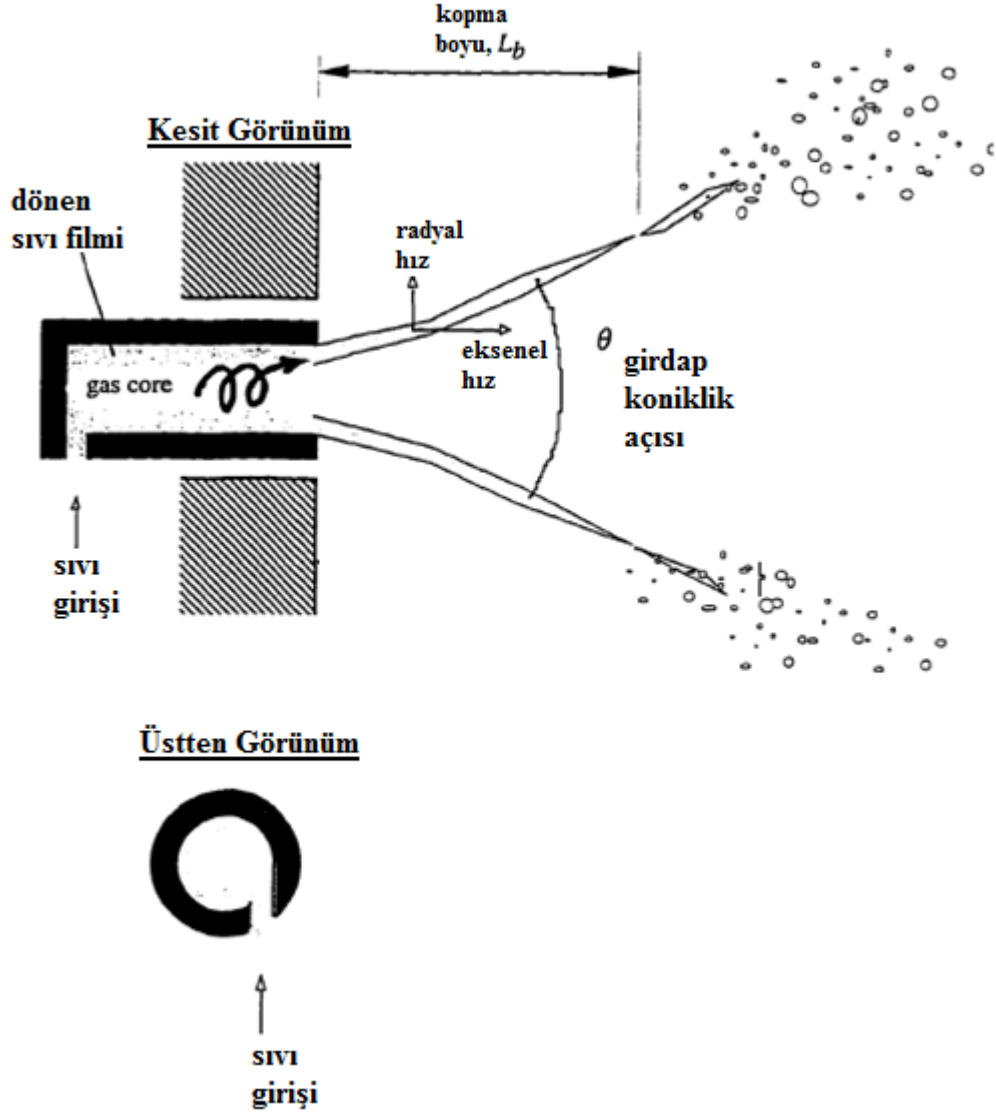
Şekil 3.1 : Atomizör içi şematik görünümü [13].

Yüksek teğetsel hız bileşeni, girdap holü merkezine doğru ilerledikçe, akışkan basıncının düşmesine ve belirli bir kalınlık değerinden sonra ise enjektör çıkışındaki ortam basıncının altında sıvı basınç değerlerini oluşmaktadır. Sıvı basınç değerinin enjektör çıkışındaki ortam basınç değerinin altına düştüğünde, enjektör içine doğru gaz fazında bulunan ortamdan atomizör içinde doğru hava akışı başlar. Bu durum atomizör çıkışında sıvının halka şeklinde çıkmasına sebep olmaktadır. Atomizör içindeki bu fenomen çıkıştaki spreyin tüm karakteristiklerini belirlemektedir.

Girdap enjektörlerinin geçmişten günümüze tasarım ve geliştirme süreçlerine ilişkin yapılan çalışmalara bakıldığında, dünya üzerinde girdap atomizörü iç akışı üzerine analitik çalışmaların dönemin Sovyet Rusya'sında yapıldığı görülmektedir [14].

Konuya ilişkin batı dünyasında yapılan ilk çalışmalar ise daha çok deneysel verilerden elde edilen bilgiler ışığında türetilen ampirik bağıntıların geliştirilmesi

üzerineydi [15]. Elde edilen bağıntılar özellikle küçük boyutlardaki gaz türbinleri için geliştirilen girdap atomizörlerinin geliştirilmesi üzerine olsa da, aynı bağıntılar roket girdap enjektörü geliştirme süreçlerinde de enjektör basınç düşümü ve debisi hakkında doyurucu sonuçlar vermiştir.



Şekil 3.2 : Atomizasyon prosesi ve temel parametreler [16].

Girdap atomizörleri üzerine yapılan çalışmalar genellikle gaz türbinlerinde kullanılacak enjektörlerin tasarımları üzerine olmuştur. Bununla birlikte sıvı yakıtlı roketlerde kullanılabilecek türde girdap atomizörleri için de literatürde yapılan çalışmalar bulunmaktadır. Sıvı yakıtlı roketlerde kullanılabilecek enjektör çalışmalarından birisi XLR-129 Tekrar kullanılabilir roket programı kapsamında yapılan çalışmadır. Yapılan çalışmada enjektör karakterizasyon çalışmaları soğuk akış koşullarında enjektörün boşaltma katsayısı ve spray stabilitesi incelenmiştir.

Şekil 3.3’de verilen parametreler ve ileride verilecek olan denklemlerde kullanılacak olan değişkenler aşağıda Çizelge 3.1’de verilmiştir.

Çizelge 3.1 : Girdap enjektörü tasarım değişkenleri.

Parametre	Tanım
$\dot{m}$	Debi
p_f	Enjektör giriş basıncı
p_c	Yanma odası basıncı
p_{in}	Teğetsel girişteki basınç
α	Sprey koniklik açısı
μ	Debi katsayısı
φ	Doluluk oranı
h	Sıvı film kalınlığı
U_Σ	Toplam hız
U_{un}	Lüle teğetsel hızı
U_{an}	Lüle eksenel hızı
U_{rn}	Lüle radyal hızı
U_{uk}	Girdap odası girişindeki teğetsel hız
U_{rk}	Girdap odası girişindeki radyal hız
U_{in}	Girdap odası girişindeki bileşke hız
r_{mk}	Girdap odası girişde sıvı film yarı çapı
r_{mn}	Lülede sıvı film yarı çapı
A_n	Lüle alanı
R_{in}	Teğetsel giriş yarı çapı
A	Geometrik karakteristik parametre

Girdap enjektöründe, sıvı film iç yüzeyinin her noktasındaki basınç, enjektörün boşaldığı ortam basıncına eşittir, diğer bir deyişle yanma odası basıncına eşittir. Yukarıda verilen parametrelerin tamamı Bernolli Denklemi, kütle, enerji ve açısal momentum korunumlarından gelen ilişkilerle bir birleri ile irtibatlıdır. Toplam hız değeri Bernolli denklemi kullanılarak basınç parametrelerine bağlı olarak aşağıda denklem 3.1’de verildiği gibi yazılabilir.

$$U_\Sigma = \sqrt{\Delta P / \rho} = \sqrt{2(p_f - p_c) / \rho} \quad (3.1)$$

Toplam hız ve lüle çıkış alanı ve debi katsayısı bilgileri kullanılarak sıvı debisi hesaplanabilir. İlgili bağıntı denklem 3.2’de verilmiştir.

$$\dot{m} = \mu A_n \sqrt{2(p_f - p_c) / \rho} \quad (3.2)$$

Toplam hız değerini lüle bölgesindeki hız bileşenleri cinsinden yazmak gerekir ise ilgili bağıntı denklem 3.3’de verildiği gibi olabilir.

$$U_{\Sigma} = \sqrt{U_{un}^2 + U_{an}^2 + U_{rn}^2} \quad (3.3)$$

Benzer şekilde teğetsel giriş portalarında Bernolli bağıntısı uygulanır ise:

$$U_{in} = \sqrt{2(p_f - p_{in})/\rho} \quad (3.4)$$

Girdap odası ve girdap odası girişinde sıvının radyal yöndeki hız bileşenin sıfıra çok yakın olması sebebi ile ideal enjektör çözümünde bu bölgelerde radyal hız bileşeni sıfır kabul edilir.

$$U_{rk} = U_{rn} \quad (3.5)$$

Bununla birlikte açısal momentum korunumu göz önünde bulundurulduğunda aşağıda verilen denklem 3.6 yazılabilir.

$$U_{um}r_m = U_{uk}r_{mk} = U_{in}R_{in} = U_{rn}r_{mn} \quad (3.6)$$

Girdap odası girişinde serbest sıvı yüzeyinde eksenel ve radyal hız sıfır olduğundan, toplam hız denklem 3.7’de verildiği gibi teğetsel hıza eşit olur.

$$U_{\Sigma} = U_{uk} \quad (3.7)$$

Denklem 3.6 teğetsel hız bileşeninin, yarı çap sıfıra doğru giderken sonsuza gittiğini göstermektedir. Teğetsel hız bileşenin gerçek durumda sonsuz olamayacağı açık olduğundan, yarı çapın hiçbir zaman sıfır olamayacağı, enjektör merkezinde sıvıdan farklı bir yapının olması gerekliliğini veya diğer bir deyişle enjektör çıkışında sıvının tamamen dolu olarak çıkış yapamayacağını göstermektedir. Bu durum ise gaz fazından yapının enjektör merkezinde oluşmasını doğrulamaktadır.

Bu durumun tanımlanabilmesi için Çizelge 3.1’de verilen doluluk oranı, φ , parametresi ile denklemler yeniden tanımlanmaktadır. Buna göre doluluk oranı çıkış alanının oransal olarak ne kadarının sıvı ile dolu olduğunu göstermektedir ve denklem 3.8’de tanımlanmaktadır.

$$\varphi = \frac{\pi(R_n^2 - r_{mn}^2)}{\pi R_n^2} = 1 - \frac{r_{mn}^2}{R_n^2} = 1 - \left(1 - \frac{h}{R_n}\right)^2 \quad (3.8)$$

Benzer şekilde debi katsayısı parametresi, μ , gerçek enjektör çıkış debisi ile ideal şartlardaki enjektör çıkış debileri arasındaki ilişkiyi tanımlamaktadır ve denklem 3.9'de bu durum verilmiştir.

$$\mu = \frac{\rho U_{an} A_n \varphi}{\rho U_{\Sigma} A_n} = \varphi \sqrt{1 - \frac{r_{mk}^2}{r_{mn}^2}} \quad (3.9)$$

Boyutsuz geometrik parametre olan A kullanılarak enjektörü tanımlayan birçok parametre korele edilebilmektedir. Denklem 310'da geometrik parametre, A , tanımlanmıştır.

$$A = A_n R_{in} / A_{in} R_n \quad (3.10)$$

Burada A_{in} giriş portlarının toplam kesit alanını tanımlamaktadır.

Toplam hacimsel debi giriş portlarındaki alanları baz alınarak denklem 3.11'de verildiği gibi yazılabilir.

$$Q = n r_{in}^2 U_{in} \quad (3.11)$$

Burada Q hacimsel debiyi, n giriş portlarının sayısını ve r_{in} teğetsel giriş portlarının yarı çaplarını göstermektedir. Açısal momentum korunumu kullanılarak, hacimsel debi denklemi aşağıda verildiği gibi şekillendirilebilir.

$$Q = \frac{1}{\sqrt{\frac{A^2}{1-\varphi} + \frac{1}{\varphi^2}}} \pi R_n^2 \sqrt{2(p_f - p_{in})/\rho} \quad (3.12)$$

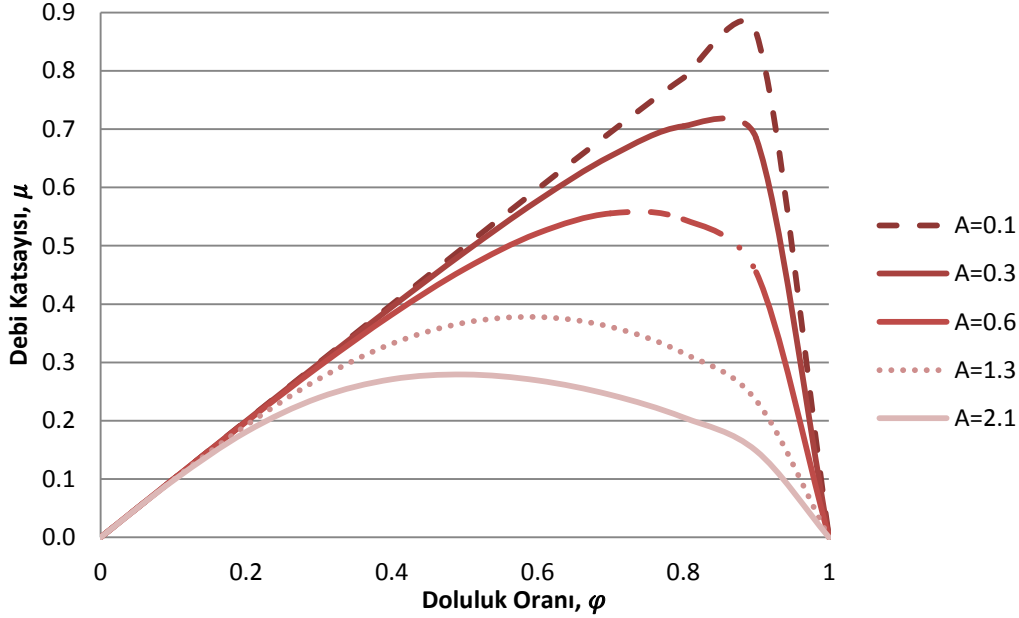
Burada $\sqrt{2(p_f - p_{in})/\rho}$ 'in toplam hızı temsil ettiği denklem 3.4'ten görülebilmektedir. Ayrıca $\pi R_n^2 \sqrt{2(p_f - p_{in})/\rho}$ ise ideal şartlardaki hacimsel debiyi gösterdiğinden debi katsayısı, geometrik parametre ve doluluk oranı cinsinden sade bir şekilde yeniden yazılabilir. İlgili bağıntı denklem 3.13'de verilmiştir.

$$\mu = \frac{1}{\sqrt{\frac{A^2}{1-\varphi} + \frac{1}{\varphi^2}}} \quad (3.13)$$

Doluluk oranının farklı geometrik parametre değerlerine göre değişimi Şekil 3.4'de verilmiştir. Buna göre geometrik parametre değerinin artması toplamda enjektör

doluluk oranını düşürdüğü gözükmemektedir. Ayrıca optimum doluluk oranı ise $d\mu/d\varphi = 0$ olduğu şartlarda bulunabilir. Bu durum ise denklem 3.14’de verilmiştir.

$$\mu = \varphi \sqrt{\frac{\varphi}{2 - \varphi}} \quad (3.14)$$



Şekil 3.4 : Farklı geometrik parametrelerde debi katsayısı-doluluk oranı değişimi.

Enjektör çıkış açısı ile gerçek serbest koniklik açısı arasındaki ilişkiyi belirleyebilmek için ek bir tanımlama daha yapılmıştır [21]. Bu parametre denklem 3.15’de verilmiştir.

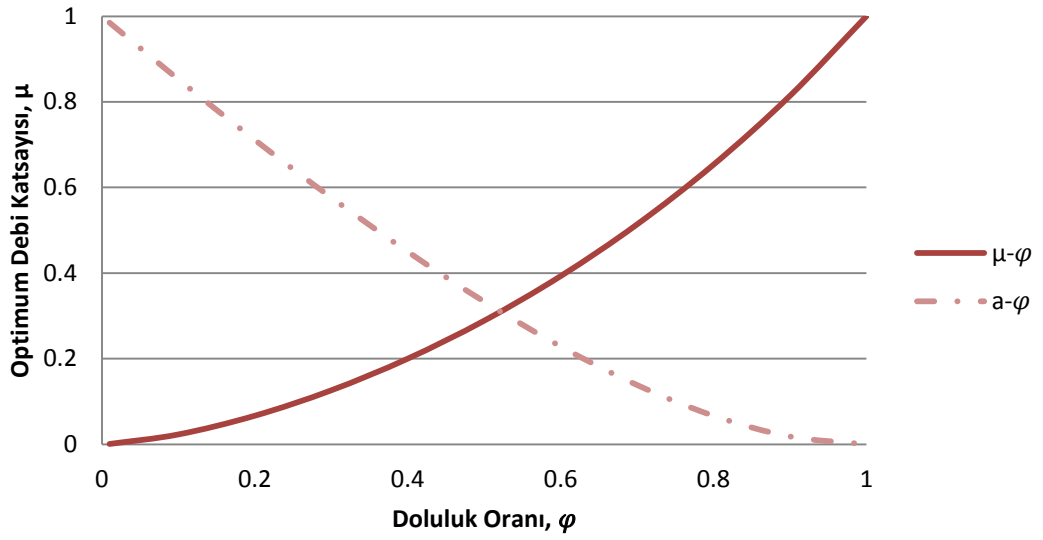
$$a = 2(1 - \varphi)^2 / (2 - \varphi) \quad (3.15)$$

a parametresi girdap odası girişindeki gaz fazı kesit alanının lüle çıkış kesit alanına oranı olarak tanımlanmaktadır. Bu bağıntı kullanılarak denklem 3.15’de verilen serbest spray koniklik açısı belirlenebilmektedir.

$$\tan\left(\frac{\alpha}{2}\right) = \sqrt{\frac{a}{1 - a}} \quad (3.16)$$

3.8, 3.13, 3.15 ve 3.16 numaralı denklemler göz önünde bulundurulduğunda debi katsayısı ve enjektör çıkışı serbest koniklik açısının teorik olarak doluluk oranının bir fonksiyonu olduğu; doluluk oranının ise sıvı film kalınlığı ve lüle çıkış çapının bir fonksiyonu olduğu görülmektedir.

Şekil 3.5’de yukarıda verilen bağıntılardan optimum debi katsayısının, doluluk oranı ile değişimi görülmektedir.



Şekil 3.5 : Optimum debi katsayısı ve a parametresinin doluluk oranı ile değişimi.

Bu bölümde girdap tipli bir enjektörün iç akış karakteristikleri ve buna etki eden temel parametreler irdelenmiştir. Bununla birlikte, bir enjektör tanımlanırken temelde istenilen sıvı atomizasyon mertebesi de son derece önemli bir parametredir. Sıvı atomizasyon mertebesi enjektör lülesindeki sıvı film kalınlığı ile son derece ilintilidir. Bu durum bir sonraki bölümde detayları ile anlatılmıştır.

3.3 Atomizasyon Prosesi

Sıvı atomizasyon prosesi, bütüncül haldeki sıvı moleküllerini küçük taneciklere ayırma işi olarak tanımlanabilir. Küçük parçalara ayrılma sıvı üzerine uygulanan dahili ve harici kuvvetlerin; sıvı yüzey gerilmelerini yenmesi ile oluşmaktadır.

Atomizasyon prosesi iki adımda incelenebilir: Birinci aşamada bütüncül haldeki küçük dilimlere ve bağlara ayrılmaktadır. İkinci aşamada ise küçük dilimlere ayrılan sıvı molekülleri küçük taneciklere ayrılmaktadır.

3.3.1 Atomizasyon koşullarının belirlenmesi

Atomizasyon prosesini tanımlayabilmek için kullanılan temel parametrelerden birisi Weber, We , sayısıdır. We sayısı bozucu aerodinamik harici kuvvetlerin yüzey gerilmelerine oranı olarak ifade edilmektedir.

Atomizasyon prosesinin başlayabilmesi için kritik nokta harici kuvvetlerin yüzey gerilmeleri kaynaklı kuvvetlere eşit olmasıdır. Bu durum denklem 3.17’de görülmektedir.

$$(C_D \pi / 4 D^2) 0.5 \rho_A U_R^2 = \pi D \sigma \quad (3.17)$$

Denklemin sol tarafı aerodinamik kuvvetleri, sağ tarafı ise yüzey gerilmeleri kaynaklı kuvvetleri göstermektedir. Burada C_D tanecik sürüklenme katsayısını, D tanecik çapını, ρ_A akışkan yoğunluğunu, U_R akışkanların görece hızını ve son olarak σ yüzey gerilmelerini göstermektedir.

Denklem 3.17 tekrar düzenlenir ise:

$$(\rho_A U_R^2 D / \sigma)_{kritik} = 8 / C_D \quad (3.18)$$

şeklinde getirilebilir. Denklem 3.18’de sol tarafta verilen terim ise We sayısı şeklinde denklem tekrar yazılır ise:

$$We_{kritik} = 8 / C_D \quad (3.19)$$

Düşük viskoziteye sahip akışkanlar için denklem 3.19’da verilen $8 / C_D$ ifadesi yaklaşık olarak 12’ye eşittir. Dolayısı ile:

$$We_{kritik} = 12 \quad (3.20)$$

şeklinde yazılabilir. Denklem 3.17 kullanılarak en büyük tane çapı aşağıda denklem 3.21’de verildiği gibi belirlenebilir.

$$D_{max} = 12 \sigma / \rho_A U_R^2 \quad (3.21)$$

Denklem 3.21 sprey buharlaşma süresinin hesaplanabilmesi için öneme sahiptir, çünkü en büyük tane en son buharlaşacaktır. Bununla birlikte yapılan analitik denklem serilerine viskozite etkisinde eklenebilmesi için Ohnesorge, Oh, sayısı kullanılmaktadır [23].

$$Oh = We^{0.5} / Re \quad (3.22)$$

Burada $We = \rho_L U_R^2 D / \sigma$ ve $Re = \rho_L U_R D / \mu_L$ ’dir. Verilen bu bağıntılar denklem 3.22’e yerleştirildiğinde denklem 3.23 elde edilir.

$$Oh = \frac{\mu_L}{(\rho_L \sigma D)^{0.5}} \quad (3.23)$$

Elde edilen bu değer viskoziteden bağımsız olarak 3.19’da verilen We sayısına eklenerek viskozite etkisinin de olduğu We sayısı belirlenir [24].

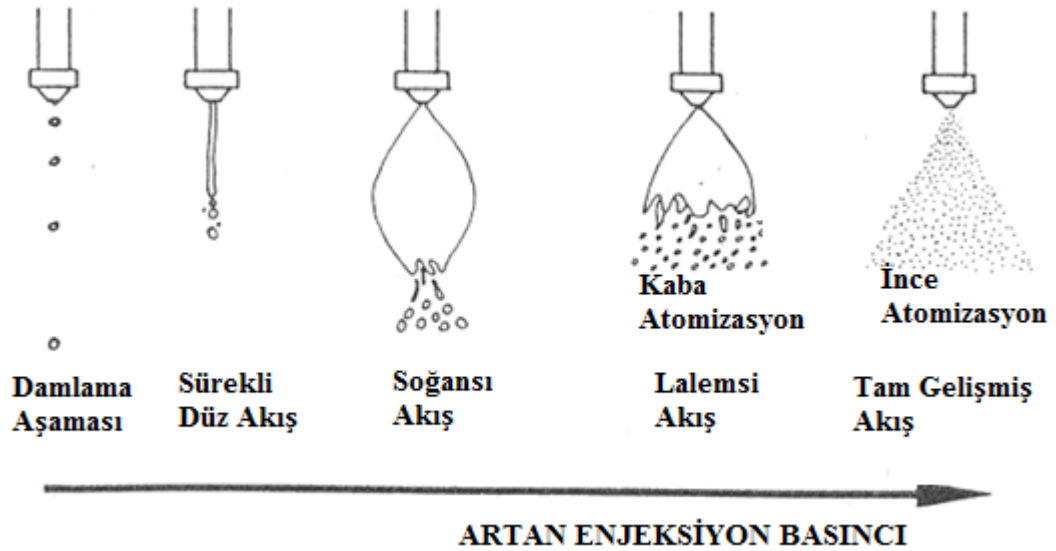
$$We = We_{kritik} + 14Oh^{1.6} \quad (3.23)$$

Kritik We sayısının üzerindeki koşullarda sıvı hacim ayrışmaya başlayacaktır. Bu durum da bir sonraki bölümde anlatılmıştır.

3.3.2 Akışkan ayrışması - dilimlenmesi

Girdap tipli enjektörlerde, teğetsel portlardan giren akışkan yüksek teğetsel hız bileşeni ile ortama boşalır. Sıvının çıkış hızı ile boşaldığı ortamın hızı arasındaki yüksek hız farklı atomizasyon prosesinin başlaması için gereklidir ve bir önceli bölümde verilen denklemlerden bu ilişki görülebilir.

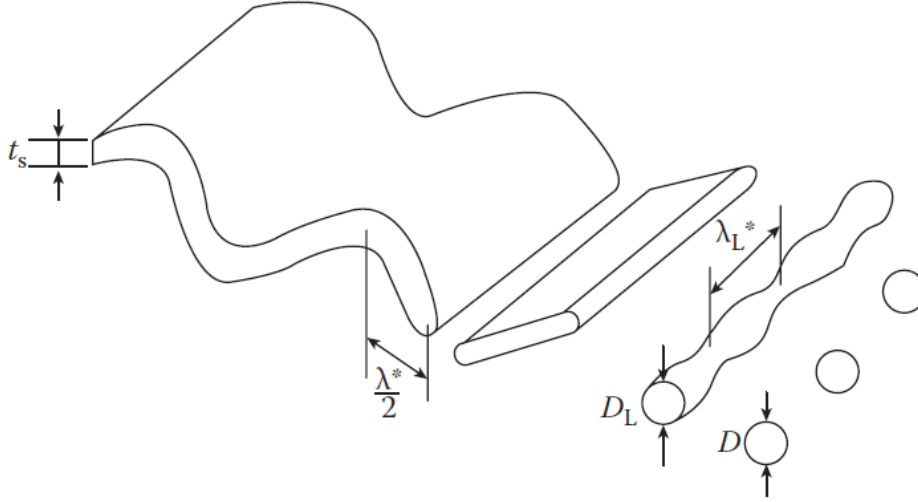
Girdap tipli enjektörde akışkanın debisine göre farklı sprej morfolojileri oluşabilir. Buna göre Şekil 3.6 incelendiğinde damla damla başlayan akış, debinin artmasına bağlı olarak ilk önce sürekli ince bir formda akmaya, daha sonra artan debiye bağlı olarak ince dairesel yakın içi boş bir yapıya ve debinin daha da artması ile ince atomizasyona doğru süreç ilerlemektedir.



Şekil 3.6 : Atomizasyon süreci, sprej morfolojileri [25].

Şekil 3.6’da verilen 3 aşama sonrası ve 4 aşama başlangıcında sıvının boşaldığı ortama olan görece hızı debinin az olması (dolayısı ile düşük basınç koşullarında) düşüktür. Bu durum ince içi boş dairesel yapıda dalgalanmalara sebep olmaktadır.

Dalgalanmaların sonunda ise dilimlenme-parçalanma mekanizması oluşmaktadır. Bu durum Şekil 3.7’de görülmektedir.



Şekil 3.7 : Dalgalı yapı ve dilimlenme mekanizması [26].

Debinin artmasına bağlı olarak, enjektör çıkışındaki bileşke sıvı çıkış hızı da artmaktadır. Çıkış hızının artması, görece hızı da arttırmaktadır ki bu durum dilimlenme mekanizmasının lüle çıkışına daha yakın bir mesafede gerçekleşmesini sağlamaktadır.

3.3.3 Ortalama tanecik çapının belirlenmesi

Kütle transferi ve spreyci buharlaşması gibi konularda yapılan hesaplamalarda tek tek tüm taneciklerin hesaba katılması yerine, ortalama tanecik boyutunun kullanılması birçok açıdan kolaylık getirmektedir. Ortalama tanecik boyutunun belirlenebilmesi için farklı bir çok çalışma yapılmıştır. Mugele ve Evans yaptıkları çalışmada bu konuyu standardize etmişlerdir [27].

Yanma uygulamalarında en genel olarak kullanılan ortalama tanecik tipi Sauter ortalama çapıdır. Sauter ortalama çapı genellikle SMD ya da D_{32} olarak gösterilir. SMD spreyci içindeki bir taneciğin hacminin yüzey alanına oran değerinin tüm spreycide aynı olduğu çaptır. Girdap tipli enjektörlerde, enjektör çıkışında sıvı ince bir kesitte konik olarak yayılmaya başlar. Geometrik olarak sade gözükse de bu yapı, hidro-aerodinamik açıdan detaylı olarak bakıldığında son derece kompleksir. Ampirik denklemler kullanılarak SMD çapının belirlenebilmesi için farklı eşitliklerin

geliştirildiği literatürde görülmektedir. SMD denklemleri için genel form denklem 3.24’de verilmiştir.

$$SMD = sabit \sigma^a \mu_L^b \dot{m}_L^c \Delta P_L^{-d} \quad (3.24)$$

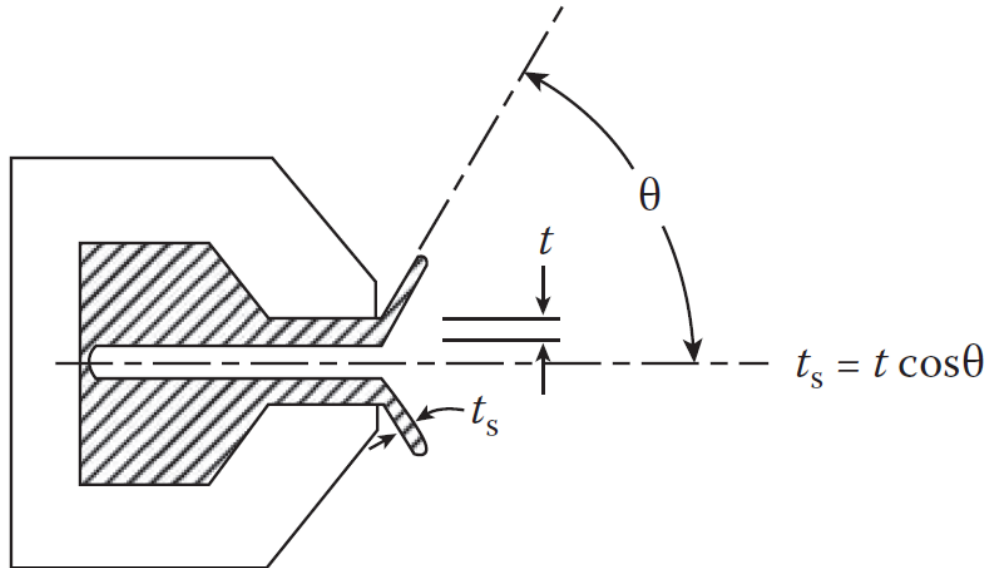
Genel formu denklem 3.24’de verilen SMD için Radcliffe’nin geliştirdiği ampirik eşitlik denklem 3.25’de verilmiştir [28].

$$SMD = 7.3 \sigma^{0.6} \mu_L^{0.2} \rho_L^{-0.2} \dot{m}_L^{0.25} \Delta P_L^{-0.4} \quad (3.25)$$

Farklı araştırmacılar da yukarıda verilen denklem formuna uygun eşitlikler elde ettiği yapılan literatür incelemelerinden görülmektedir. Bununla birlikte Lefebvre yukarıda verilen yaklaşımlara farklı olarak SMD belirlemek için alternatif bir yaklaşım geliştirmiştir. SMD denklemini iki kademeli olarak değerlendirilebilmektedir. Burada ilk denklem kademesi iç hidrodinamik ve dış aerodinamik etkiler kaynaklı yüzey süreksizliklerini temsil etmektedir. Bağıntının ikinci kademesi ise sıvı yüzeyinde oluşan tümseklerin dilimlere ve taneciklere ayrışmasını temsil etmektedir. İlgili bağıntı denklem 3.26’da verilmiştir.

$$SMD = 4.52 \left(\frac{\sigma \mu_L^2}{\rho_A \Delta P_L^2} \right)^{0.25} (t \cos \theta)^{0.25} + 0.39 \left(\frac{\sigma \rho_L^2}{\rho_A \Delta P_L} \right)^{0.25} (t \cos \theta)^{0.75} \quad (3.26)$$

Burada t sıvı film kalınlığı, θ yarı sprey koniklik açısını göstermektedir ve bu durum şematik olarak Şekil 3.8’de verilmiştir.

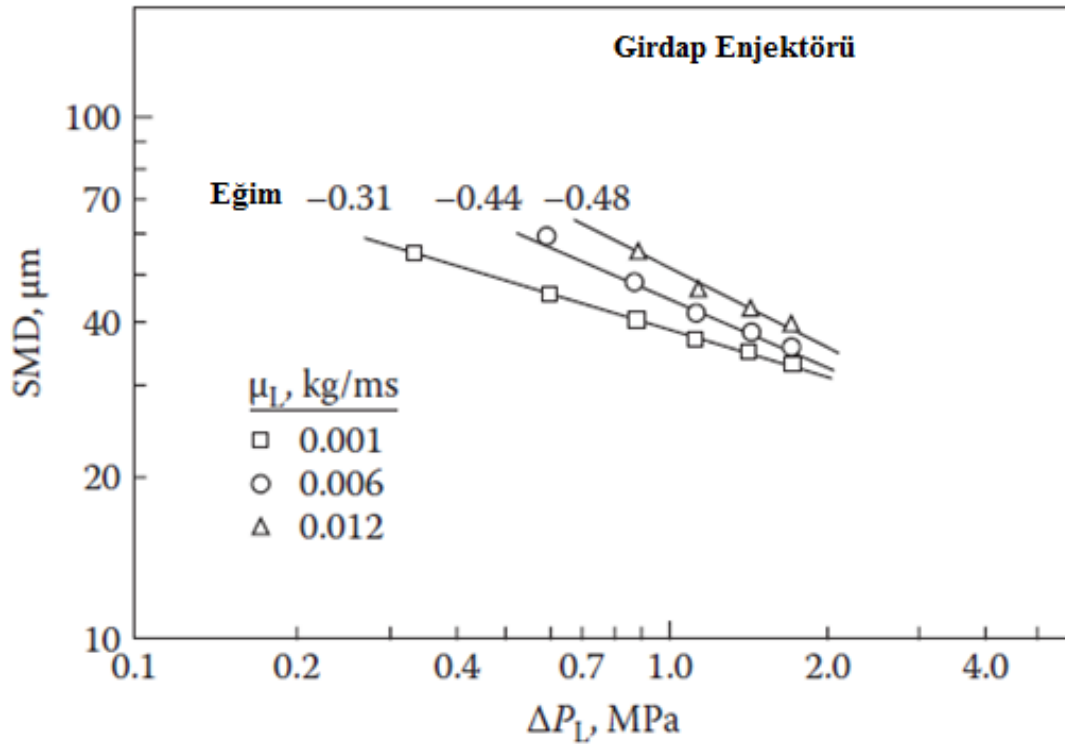


Şekil 3.8 : Girdap enjektörü sıvı film kalınlığı ve koniklik açısı.

Denklem 3.26’da verilen bağıntı tanecik boyutuna etki eden tüm parametreleri içermektedir ve bu denklemden anlaşılabilecek bir diğer sonuç koniklik açısının artmasına bağlı olarak enjektör çıkışındaki sıvı film kalınlığının incelendiği belirlenmiştir. Bu durum Şekil 3.8’de şematik olarak gözükmemektedir.

Denklem 3.26’da verilen katsayılar 4.52 ve 0.39 katsayıları Lefebvre ve Wang’ın 6 farklı girdap enjektöründe farklı akış koşullarını deneysel olarak detaylı olarak incelemesi neticesinde ortaya çıkmıştır [29].

Bu çalışmada viskozite değeri 10^{-6} ’dan 18×10^{-6} kg/ms’ye (1-18 cSt) ve yüzey gerileme değeri 0.027’den 0.073 kg/s²’ye (23-73 dyn/cm) kadar farklı yüzey gerilmelerinde akışkanlar kullanılmıştır. Şekil 3.9’da Lefebvre’nin geliştirdiği 3.26 numaralı denklemden çıkartılabilecek bir diğer sonuç ise yüksek viskoziteye sahip akışkanların düşük viskoziteli akışkanlara göre oluşan bir basınç değişiminin akışkan SMD’ini daha çok etkilediği görülmüştür [1].



Şekil 3.9 : Sıvı viskozitesinin SMD ve enjeksiyon basıncı ile ilişkisi.

Şekil 3.9 incelendiğinde aynı sıvı için enjeksiyon basıncının artması ile SMD (Sauter ortalama tanecik çapı)’nın düştüğü görülmektedir. Bununla birlikte akışkan viskozitesinin artmasının aynı basınç şartları için SMD’ı düşürdüğü belirlenmiştir.

3.3.4 Akış sayısı, boşalma katsayısı ve film kalınlığı

Akış sayısı (İNG: Flow number-FN), girdap enjektörlerinin etkili akış alanını tarih etmektedir. Akış sayısı enjektörden geçen debinin, enjeksiyon basıncına oranı olarak tanımlanmaktadır. Denklem 3.27’de akış sayısının bağıntısı verilmiştir.

$$FN = \frac{\text{Akışkan Debisi, kg/s}}{(\text{Basınç Farkı, Pa})^{0.5} \left(\text{Akışkan Yoğunluğu, } \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \right)^{0.5}} \quad (3.27)$$

Boşalma katsayısı, girdap tipli enjektörlerde iç akış basınç kayıplarını göz önünde bulunduran bir katsayıdır. Boşalma katsayısı enjektör debisi ile direkt ilintilidir. Bu ilişki denklem 3.28’de verilmiştir.

$$m_F = 1.11 C_D d_0^2 (\rho_F \Delta P_F)^{0.5} \quad (3.28)$$

Burada C_D boşalma katsayısı, m_F akışkan debisi, d_0 enjektör çıkış çapı, ρ_F akışkan yoğunluğu ve ΔP_F enjeksiyon basıncını göstermektedir. Boşalma katsayısı girdap tipi enjektörler için son derece küçüktür. Bunun sebebi enjektör çıkış merkezinde oluşan hava girişidir.

Boşalma katsayısına ilişkin Radcliffe’nin yapmış olduğu çalışmada farklı bir çok tip ve boyutta enjektör deneysel olarak incelenmiştir. Yapılan çalışmalar neticesinde akışkanın viskozitesindeki artış, enjektör çıkışında akışkan film kalınlığını kalınlaştırdığı, bu durumun ise boşalma katsayısını arttırdığı belirlenmiştir [30].

Bu durum düşük akışkan debileri için geçerli olmakla beraber, 3000’den büyük Reynold sayılarında (enjektör normal çalışma aralıklarında) farklılık göstermektedir ve viskozitenin film kalınlığına diğer bir deyişle boşalma katsayısına bir etkisinin olduğu söylenemez. Dolayısı ile Reynold sayısı 3000’den büyük durumlarda boşalma katsayısı Reynold sayısının değişiminden bağımsızdır. Bu durum düşük Reynold sayılarında, düşük viskoziteli akışkanlar için boşalma katsayısının sabit alınabileceği kabul edilmektedir.

Giffen ve Muraszew’e göre girdap tipli enjektörlerde boşalma katsayısı enjektörün boyutları ve hava çekirdeğinin boyutları ile ilişkidir [31]. Bu durum denklem 3.29’da verilmiştir

$$C_D = 1.17 \left[\frac{(1 - X)^3}{1 + X} \right]^{0.5} \quad (3.29)$$

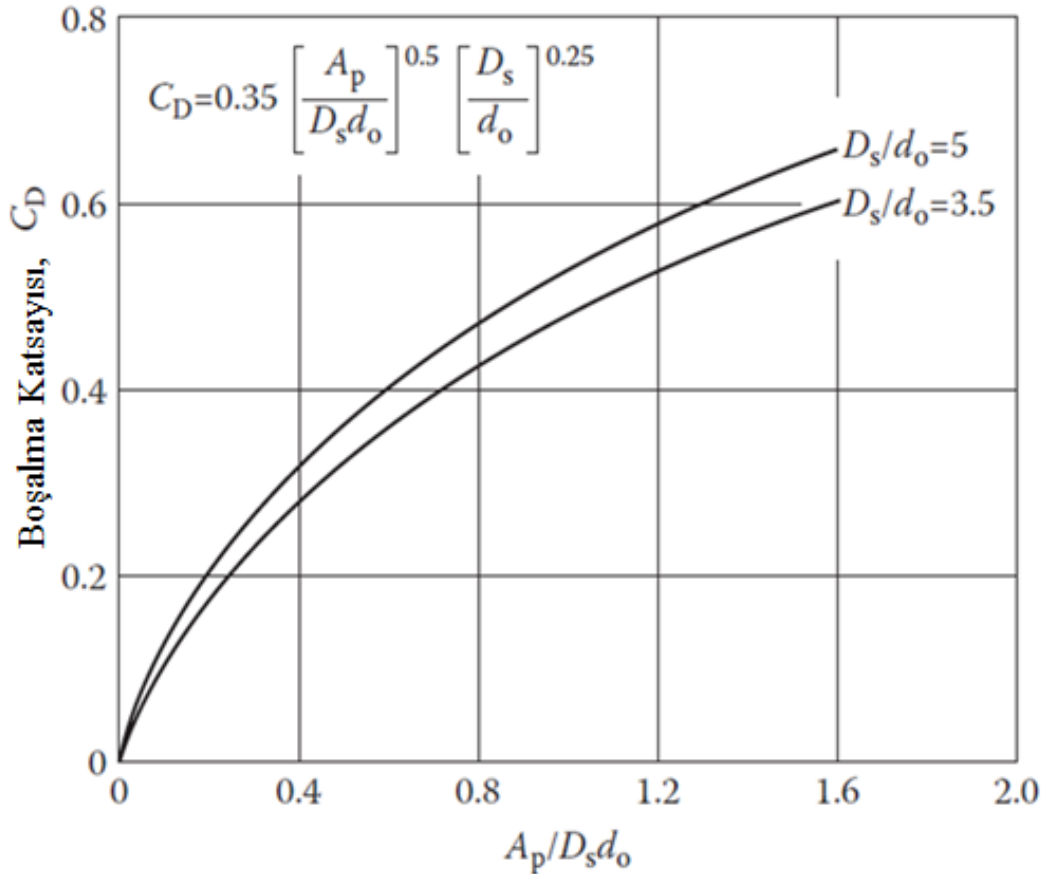
Burada X:

$$X = \frac{\text{Air core area}}{\text{Discharge orifice area}} = \frac{A_a}{A_0} = \frac{(d_0 - 2t)^2}{d_0^2} \quad (3.30)$$

Yapılan çok sayıda deneysel çalışma neticesinde Rizk ve Lefebvre, elde ettikleri deneysel datayı kullanarak boşalma katsayısına ilişkin denklem 3.31’de verilen eşitliği elde etmişlerdir. Bu ilişki grafiksel olarak Şekil 3.10’da verilmiştir [32].

$$C_D = 0.36 \left(\frac{A_p}{D_s d_0} \right)^{0.5} \left(\frac{D_s}{d_0} \right)^{0.25} \quad (3.31)$$

Burada A_p girdap enjektörü teğetsel giriş portlarının alanını, D_s girdap enjektörü girdap dairesi çapını, d_0 ise çıkış deliği çapını göstermektedir.



Şekil 3.10 : Boşalma katsayısının farklı geometrik parametrelere göre değişimi.

Girdap tipli enjektörlerde akışkan film kalınlığı, enjektörün çıkış merkezinde noluşan hava çekirdeği ile direkt ilintilidir ve bu durumda spray tanecik boyutu üzerine güçlü

bir etkiye sahiptir. Bu ilişki denklem 3.29 ve 3.30’da verilmiştir. Giffen and Muraszew’in girdap enjektörü akış koşullarını incelemeye yönelik yaptıkları çalışmada, akışkanın inviscid kabulü altında enjektör iç ölçüleri ile hava çekirdeği geometrisi arasındaki ilişkiyi veren aşağıdaki 3.32 numaralı denklemi türetmişlerdir.

$$\left[\frac{A_p}{D_s d_0} \right]^2 = \frac{\pi^2 (1 - X)^3}{32 X^2} \quad (3.32)$$

Denklem incelendiğinde girdap enjektörüne ait teğetsel giriş portları, çıkış çağı ve girdap dairesi çapının bilinmesi, enjektör merkezinde oluşacak olan hava çekirdeğinin çapının tesbitini sağlamaktadır.

Benzer amaçla Suyari ve Lefebvre’de aşağıda denklem 3.33’de verilen eşitliği geliştirerek, enjektör geometrik büyüklükleri ile enjektör merkezinde oluşan hava çekirdeği arasındaki ilişkiyi ortaya koymuşlardır [32].

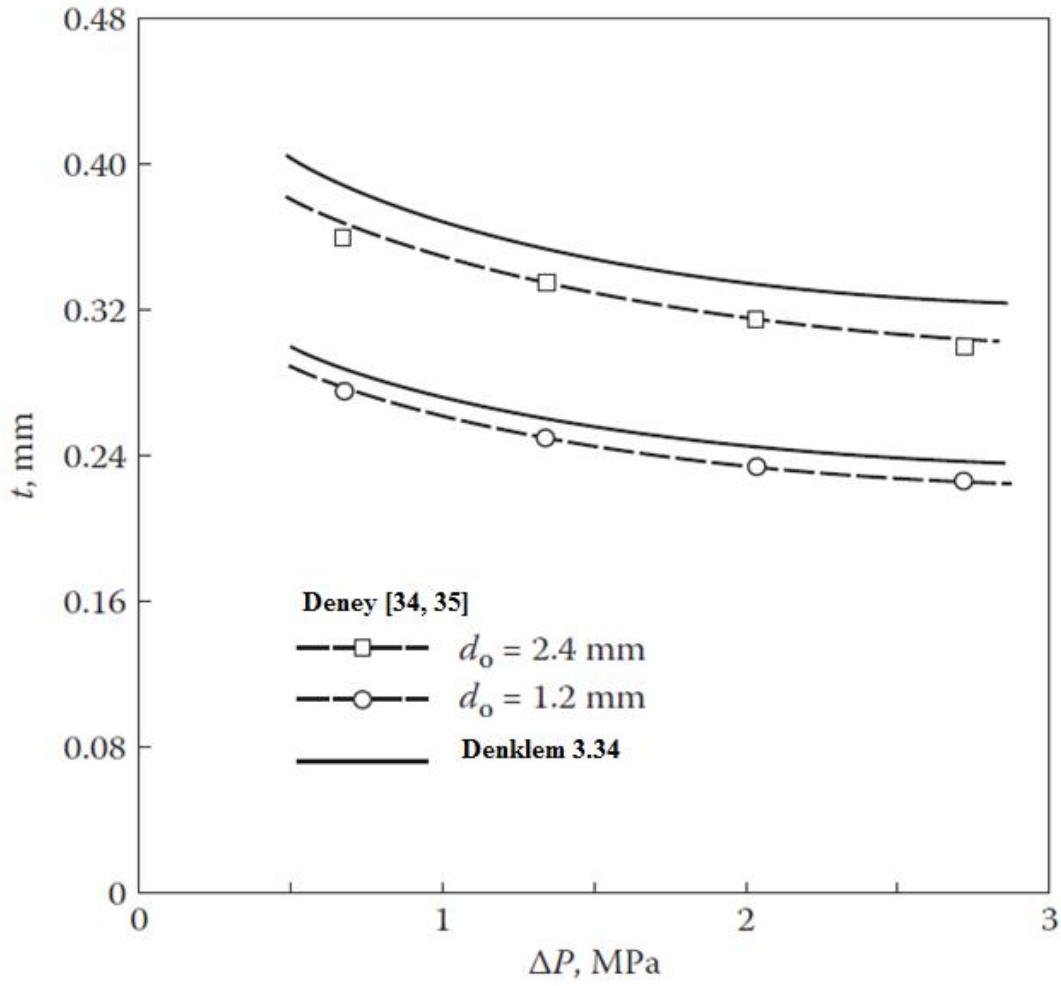
$$0.09 \left[\frac{A_p}{D_s d_0} \right]^2 \left[\frac{D_s}{d_0} \right]^{0.5} = \frac{(1 - X)^3}{1 + X} \quad (3.33)$$

Enjektör çıkışındaki akışkan film kalınlığını hesaplayabilmek için farklı bir çok bağıntı geliştirilmekle birlikte, Rizk ve Lefebvre akışkan fiziksel özelliklerini de içeren ve teorik yaklaşımlarla türetilen aşağıdaki denklem 3.34’de verilen bağıntıyı türetmişlerdir. Farklı büyüklüklerdeki enjektörler için yaptıkları çalışmalarda elde ettikleri sıvı film kalınlıklarının değişimi Şekil 3.11’de verilmiştir [33]. Ayrıca bu şekilde Kutty ve arkadaşlarının yapmış olduğu deneysel ölçüm verileri de karşılaştırmalı olarak bulunmaktadır [34, 35].

$$t^2 = \frac{1560 \dot{m}_L \mu_L}{\rho_L d_0 \Delta P_L} \frac{1 + X}{(1 - X)^2} \quad (3.34)$$

Denklem 3.34’de t’nin X’e bağlı olması (denklem 3.30’dan görüldüğü gibi) sebebi ile hesaplamalar yapılırken bazı deneme-yanılma durumlarının oluşmasını engellemek amacı ile denklem 3.35’de verildiği gibi daha kısa ve öz olarak ifade edilebilir.

$$t = 2.7 \left[\frac{d_0 F N \mu_L}{(\rho_L \Delta P_L)^{0.5}} \right]^{0.25}$$



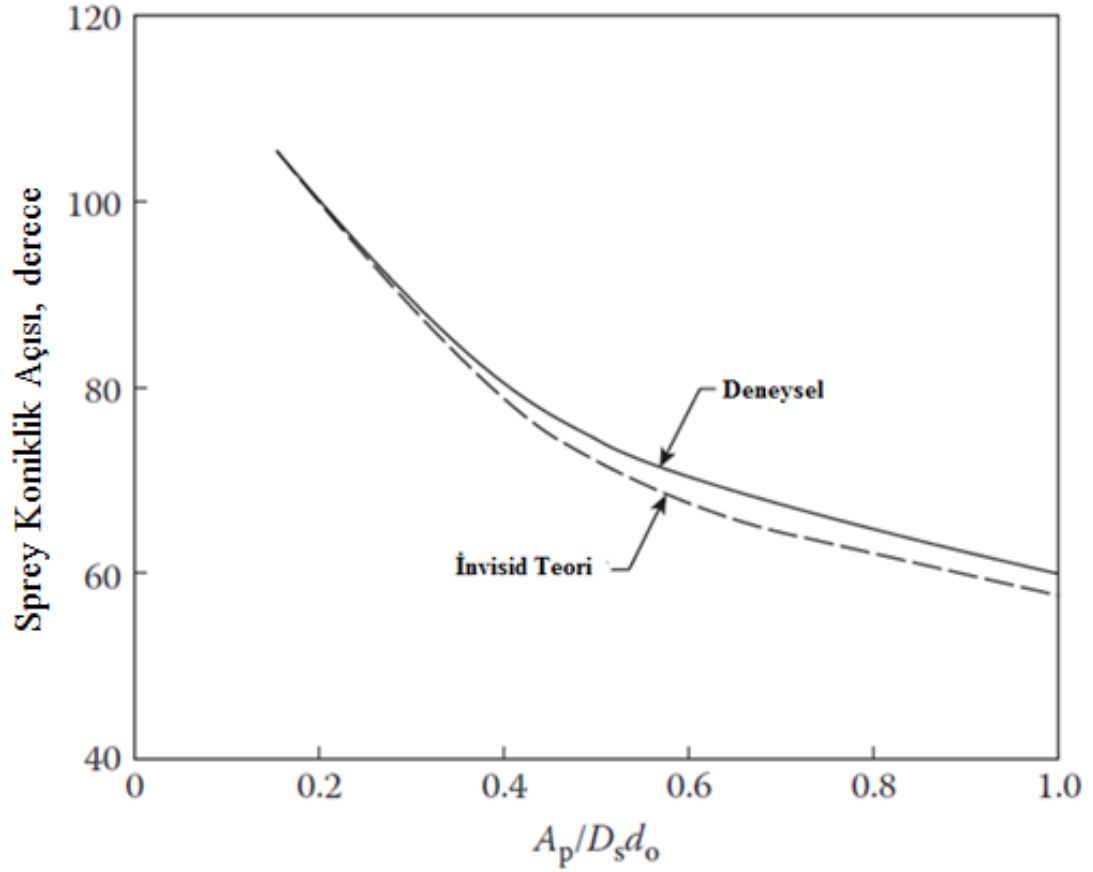
Şekil 3.11 : Girdap enjektörü film kalınlığının farklı geometrilerde değişimi.

$$t = 2.7 \left[\frac{d_o F N \mu_L}{(\rho_L \Delta P_L)^{0.5}} \right]^{0.25}$$

3.3.5 Sprey koniklik açısı

Girdap enjektörü çıkışında akışkan konik ve ince bir film kalınlığına sahip olacak şekilde bir geometridir. Sprey koniklik açısının belirlenebilmesi için teorik olarak invizid teori kullanılarak geliştirilen denklemler mevcuttur (Bkz: Denklem 3.16). Şekil 3.12’de sprej koniklik açısının invizid teori ve deneysel çalışmalarla elde edilen verilerin karşılaştırması mevcuttur [1].

Rizk ve Lefevbre yapmış oldukları invizid akışkan analizi sonucunda sprej koniklik açısının belirlenebilmesi için sade bir bağıntı türetmişlerdir. Bu bağıntı denklem 3.36’da verilmiştir [33]. Burada θ yarı sprej koniklik açısını göstermektedir.



Şekil 3.12 : Sprey koniklik açısının enjektör geometrisine bağlı değişimi.

$$\cos^2 \theta = \frac{1 - X}{1 + X} \quad (3.36)$$

Denklem 3.36 ile verilen bu bağıntı inviscid yaklaşım ile türetildiğinden özellikle düşük viskoziteye sahip akışkanlar için geçerli sonuçlar vermektedir. Viskoz sıvılara ilişkin de sonuç verebilen denklem 3.37'yi yine Rizk ve Lefevbre geliştirmiştir [36].

$$2\theta = 6 \left(\frac{D_s d_0}{A_p} \right)^{0.15} \left(\frac{\Delta P_L d_0^2 P_L}{\mu_L^2} \right)^{0.11} \quad (3.35)$$

Denklem 3.25'e göre sprej koniklik açısı enjektör çıkış çapı, sıvı yoğunluğu, sıvı basıncının artması ile artmaktadır.

Analitik ve teorik açıdan bu bölümde incelenen girdap tipli enjektör, nümerik açıdan bir sonraki bölümde incelenecektir.

4. GİRDAP ENJEKTÖRÜ NÜMERİK ANALİZİ

Bir önceki bölümde analitik açıdan incelenen girdap enjektörünün iç yapısında oluşan akış olaylarının nümerik olarak çözümlenebilmesi için Bernolli denklemi, kütle, süreklilik, enerji ve açısal momentum korunum denklemlerin faydalanılmıştır. Türetilen denklemler ile girdap enjektörünün verilen debi ve basınç düşümü değerine göre, elde edilecek enjektör geometrisinde istenilen ortalama tanecik çapının ne olacağı, spray koniklik açısının ne olacağı, sıvının enjektör ucundan hangi mesafede küçük taneciklere bölünmeye başlayacağı gibi tasarım faaliyetleri süresince gerekli olacak olan bir çok parameter analitik olarak belirlenebilir olacaktır.

Bununla birlikte, yapılan analitik çalışmalarda girdap enjektör geometrisinin temel parametreleri boyutsal olarak belirlenmiştir. Bunlar teğetsel portların çapı ve sayısı, girdap dairesinin çapı ve uzunluğu, enjektör içindeki yakınsak duvarların açısı, çıkış portu çapı ve uzunluğudur.

Bu bölümde ilk olarak istenilen performans değerlerine göre analitik hesaplamalar sonucunda elde edilen bilgiler kullanılarak enjektörün boyutlandırılması yapılacaktır. Daha sonra çözüm ağının ne şekilde oluşturulduğu ve temel özellikleri anlatılacaktır. Bir sonraki aşamada ise enjektörün tek fazlı, zamandan bağımsız durumda çözüm metodolojisi anlatılacaktır. Son bölümde ise iki fazlı ve zamana bağlı olarak girdap enjektörünün gerçeğe en yakın şekilde analiz edilecektir.

4.1 Girdap Enjektörü İsterleri ve Boyutlandırma

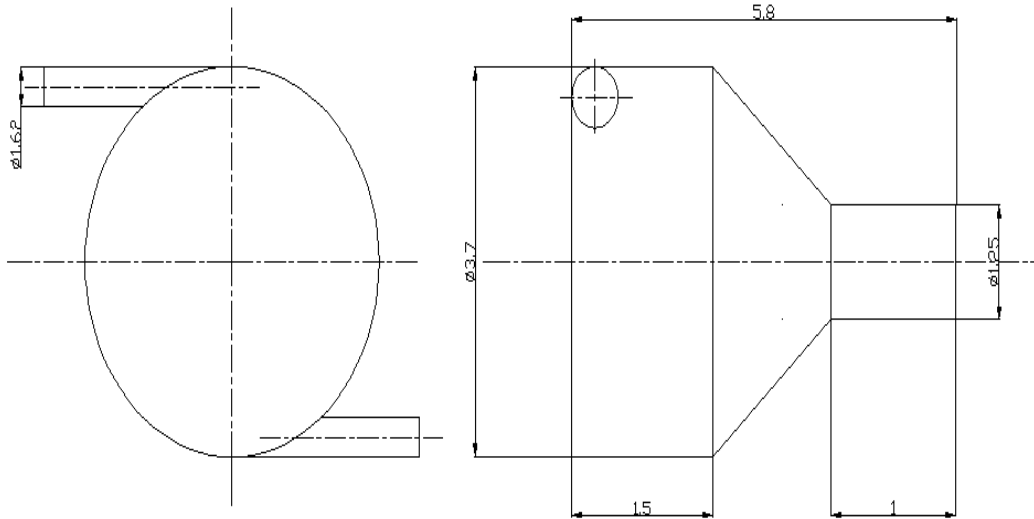
Enjektör tasarımı, ürünün kullanılacağı yanma odasının karakteristiklerine uygun olması itki sistemi tasarımlarında olmazsa olmaz olarak nitelendirilebilecek hususlardandır. Sprey olmuş sıvı taneciklerinin buharlaşacağı nokta, aynı zamanda alevin de başlayacağı nokta olması, yanma başlangıç noktasının istenilen güç çıktısını alabilmek ve itki sisteminin performansı için net olarak tasarımda belirlenebilmesi önemlidir. Bunun sağlanabilmesi içinde stabil bir şekilde spray yapabilen enjektörlerin olması zorunlu ve gereklidir.

Girdap enjektörü için belirlenen gereksinimler Çizelge 4.1’de verildiği gibidir. Buna göre bu gereksinimleri sağlayan boyutlandırma üçüncü bölümde yapılan analitik denklem türetmeleri kullanılarak belirlenecektir.

Çizelge 4.1 : Girdap enjektörü tasarım gereksinimleri.

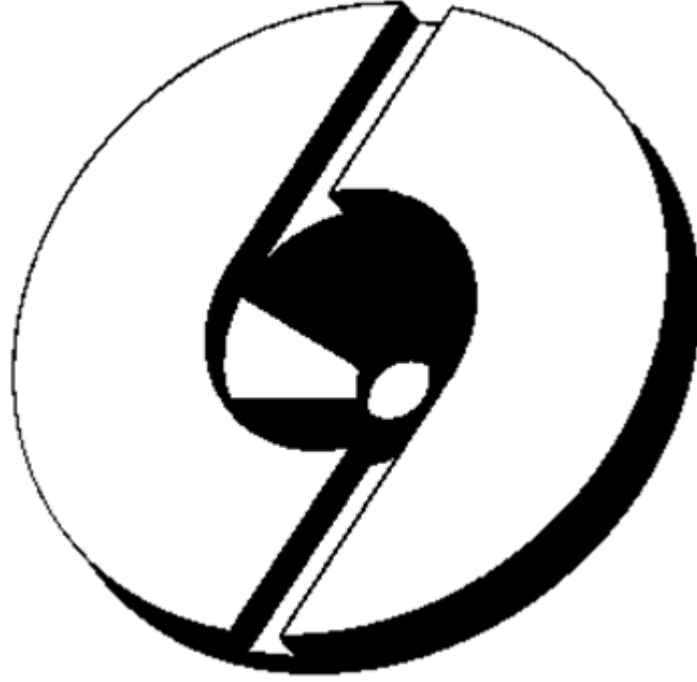
Parametre	Birim	Değer
Sprey Koniklik Açısı	Derece	60-100
Ortalama Tanecik Çapı	μm	50-80
Yakıt Debisi	kg/s	0.006-0.018
Enjeksiyon Basıncı	Bar	6-14

Çizelge 4.1’de verilen tasarım gereksinimlerini sağlamak amacı ile bir önceki bölümde türetilen 3.26, 3.28 ve 3.35 numaralı denklemler kullanılarak gerekli boyutlandırmalar Şekil 4.1’de verildiği gibi hesaplanmıştır.



Şekil 4.1 : Girdap enjektörü şematik boyutlandırma görünümü.

Şekil 4.1’de verilen girdap enjektöründe iki adet tegetsel giriş portu seçilmiştir. Belirlenen debi aralıklarında iki adet tegetsel giriş portu ile sıvı beslemesini sağlayabilmek için gerekli giriş portu çapı 1.62 mm olarak bulunmuştur. Tegetsel giriş portlarının boşaldığı girdap odasının çapı yapılan hesaplamalarla 3.7 mm bulunmuştur. Aynı yerin uzunluğu ise 1.5 mm olarak belirlenmiştir. Diğer bir önemli nokta olan çıkış deliğinin çapı ise yapılan hesaplamalar neticesinde 1.25 mm olarak bulunmuştur. Çıkış deliğinin uzunluğu ise 1 mm olarak belirlenmiştir. İlgili üç boyutlu geometri Şekil 4.2’de verilmiştir.



Şekil 4.2 : Girdap enjektörü atomizörü üç boyutlu görünümü.

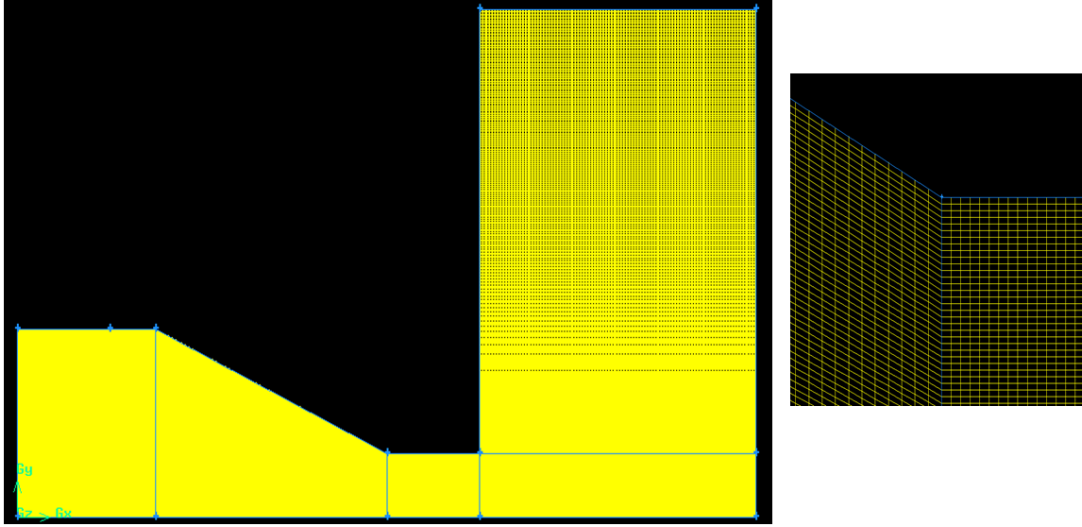
Belirlenen bu geometrinin akış analizlerinin yapılıp, tasarım gereksinimlerini sağlayıp-sağlamadığının görülmesi için ilk olarak çözüm ağının oluşturulması gerekmektedir. Çözüm ağına ilişkin gerekli bilgiler bir sonraki bölümde detaylarıyla anlatılmıştır.

4.2 Çözüm Ağının Oluşturulması

Çözüm ağı oluşturulurken ilk olarak eksenel simetrik bir yapıda olması sebebi ile analizler yapılırken hesaplama bütçesini (süre, bilgisayar gereksinimleri vb.) düşürebilmek için ilgili geometrinin yarısının çözüm ağı oluşturulmuştur.

Çözüm ağı oluşturuluyorken dikkat edilen bir diğer husus ise geometrik olarak son derece küçük olan bu çözüm alanında atılan elemanların hücresel büyüklüklerinin mümkün olduğunca küçük olması gerekliliğidir. Bunun sebebi ise akış çözümlemeleri yapılırken doğru sonuç alınması için çözüm ağının uygun olmasının gerek sebeplerden birisi olmasıdır.

Çözüm ağı oluşturulurken dikkat edilen bir diğer husus akış açısında kritik olmayan alanlarda hücrelerin görece büyütülerek, hesaplama bütçesinin gereksiz olarak arttırılmasının engellenmesidir. Şekil 4.3'te ilgili çözüm ağı geometrisi görülmektedir.



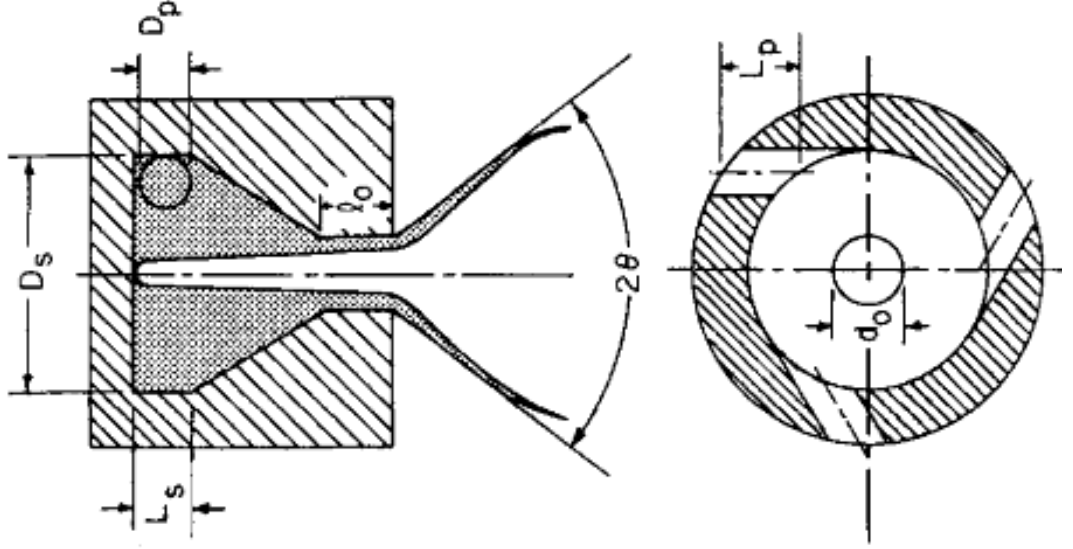
Şekil 4.3 : Girdap enjektörü çözüm ağı.

Oluşturulan çözüm ağında kullanılan elamanlar kare (İNG: quad eleman) olarak seçilmiştir. Elamanların kare olarak seçilmesi hem hesaplama bütçesini düşürmekte, hem de daha doğru çözüm alınmasını sağlamaktadır. Şekil 4.3'te verilen çözüm ağında toplamda 60000 eleman bulunmaktadır.

4.3 Tek Fazlı – Zamandan Bağımsız Akış Analizi

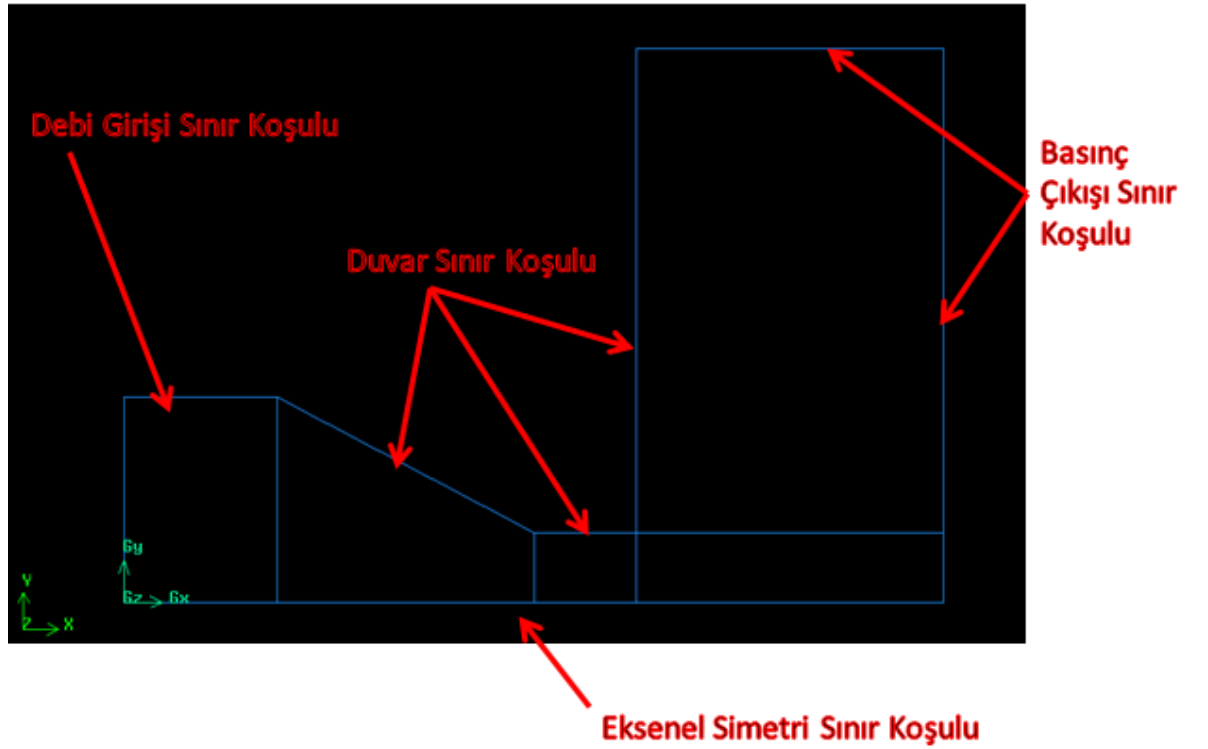
Girdap enjektörü çalışma prensibi gereği teğetsel portlardan girdap holüne yüksek teğetsel hız ile giren akışkan sahip olduğu teğetsel hız bileşeni sebebi ile merkezine doğru akışkan içinde bariyer düşümü gerçekleşmektedir ve belirli bir aşamadan sonra ise bu basınç değeri enjektör çıkışındaki ortam basınç değerinden düşük hale gelmektedir. Bu durumda enjektörün içine doğru ortamda bulunan gaz fazından giriş olmaktadır. Dolayısı ile girdap enjektörleri çalışma prensibi iki fazlı akış çözümüne dayanmaktadır. Bu durum şematik olarak Şekil 4.4'te verilmiştir.

Şekil 4.4'te verilen girdap enjektörünün çıkışındaki ortalama tanecik çapı, spreynin koniklik açısı ve taneciklere parçalanma boyu, yapılan deneysel çalışmalarda da belirtildiği gibi enjektör çıkışındaki sıvı film kalınlığına bağlıdır. Dolayısı ile yapılan analizlerde bu parametrenin doğru olarak belirlenebilmesi, enjektörün diğer parametrelerinin de doğru olarak belirlenebilmesini sağlamaktadır.



Şekil 4.4 : Girdap enjektörü iki fazlı akış durumu.

Gerçek akış fenomeni yukarıda da belirtildiği gibi iki fazlı olan girdap enjektörünün hızlıca doğrulamasının yapılabilmesi amacı ile tek fazlı çözümlerden de faydalanılabilmektedir. Bu çalışmada iki fazlı çözüm öncesinde tek fazlı akış analizi de çözülerek; her iki açıdan da sonuçların örtüştüğü gösterilmiştir.



Şekil 4.5 : Akışkan analizi sınır koşulları.

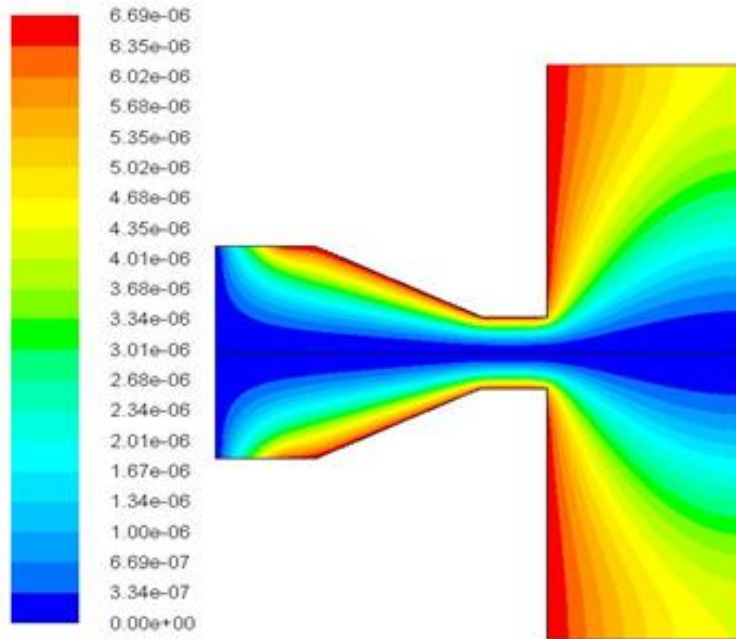
Akış analizlerine başlamadan önce yapılması gereken önemli bir diğer nokta ise çözüm ağı üzerinde sınır koşullarının doğru bir şekilde verilmesidir. Bu durum gerçekçi ve doğru bir çözüm alabilmek için gereklidir. Şekil 4.4'te görüldüğü gibi çözüm alanına akış teğetsel doğrultuda girmektedir. Çözüm alanının ekseni simetrik olarak belirlenmiştir. Bunun dışında akışın enjektör çıkışındaki boşalacağı ortam ise dış basınç olarak verilmiştir.

Tek fazlı akışkan analizinde çözüm ağı üzerine uygulanan çözüm prosedürü şekli Çizelge 4.2'de verilmiştir.

Çizelge 4.2 : Tek fazlı akış analizinde kullanılan çözüm prosedürü.

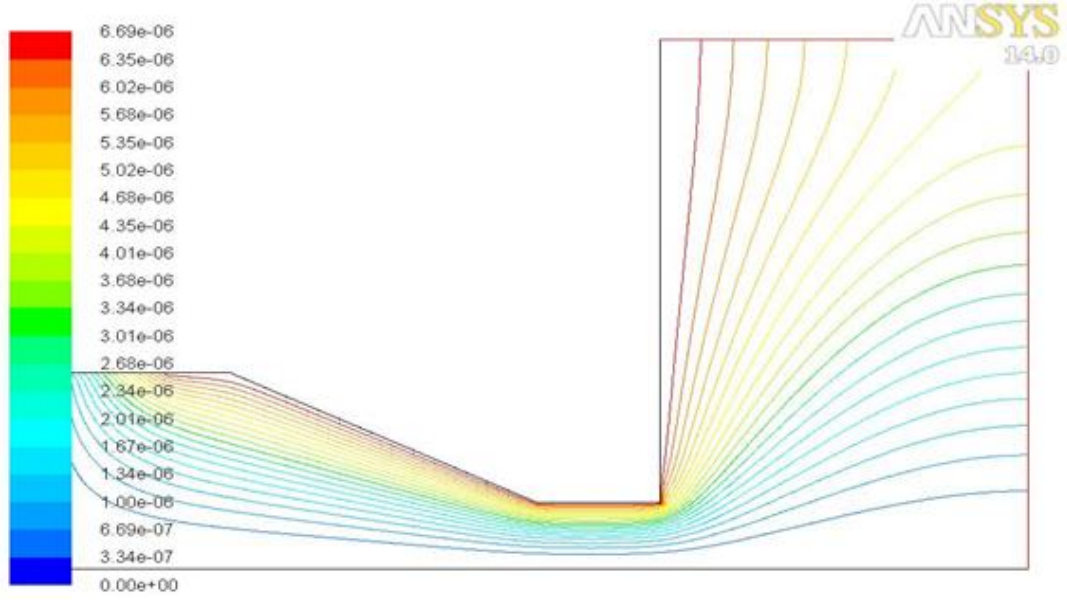
Parametre	Tip
Çözücü Tipi	Eksenel Simetrik
Türbülans Modeli	K-ε
Kullanılan Akışkan	Su

Tek fazlı akışta gaz fazının olmaması ve dolayısı ile enjektör içine giren ikincil faz fenomeninin görülememesi sebebi ile yakıt film kalınlığı görebilmek amacı ile stream fonksiyonları incelenerek akışkan film kalınlığı hakkında bilgi sahibi olunmaktadır. Şekil 4.6'da görülebileceği gibi enjektör merkezine doğru akışkan debisinin sıfıra gittiği görülmektedir (mavi kontür). Bu durum gerçek iki fazlı analizde ikincil faz olarak görülecektir.



Şekil 4.6 : Tek fazlı akışta stream fonksiyonu.

Şekil 4.6’da verilen stream fonksiyonu kontürleri akış çizgisi olarak Şekil 4.7’de verilmiştir. Buradan da mavi renkle verilen en alttaki akış çizgisinin en düşük debi değeri olduğu görülmektedir. Buradan da daha detaylı olarak sıvı film kalınlığı görülmektedir.

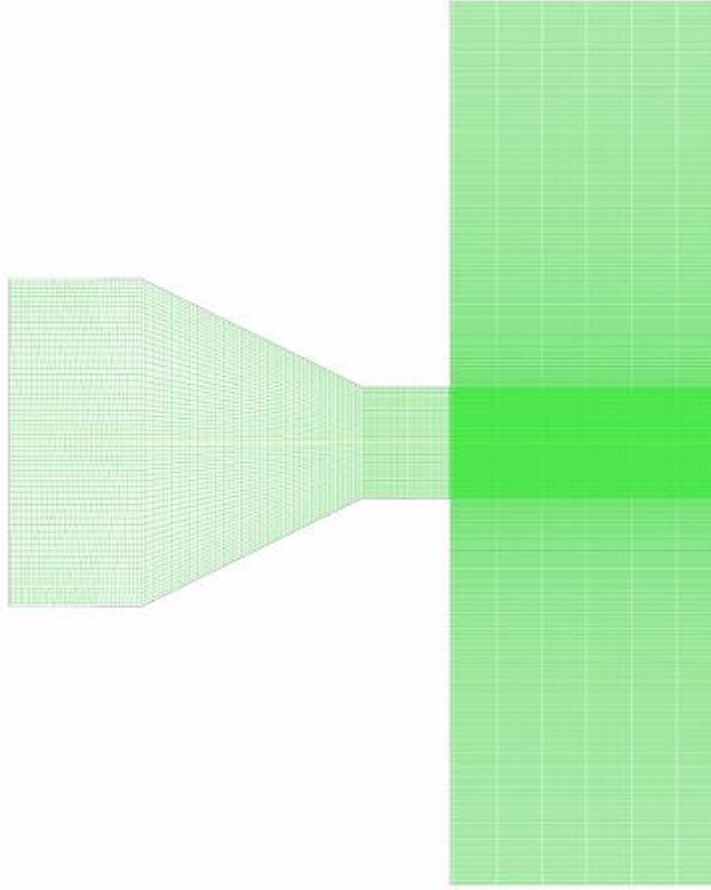


Şekil 4.7 : Steam fonksiyonun akış çizgisi olarak gösterilmesi.

Tek fazlı akışkan analizinden tasarım gereksimi olarak belirlenen yakıt film kalınlığının analitik hesaplamalarla belirlenen değerlere yakın olduğu tesbit edilmiştir. Bununla birlikte sprej koniklik açısı, ortalama tanecik çapı gibi parametreler iki fazlı akış analizinde irdelencektir.

4.4 İki Fazlı Zamana Bağlı Girdap Enjektörü Akışkan Analizi

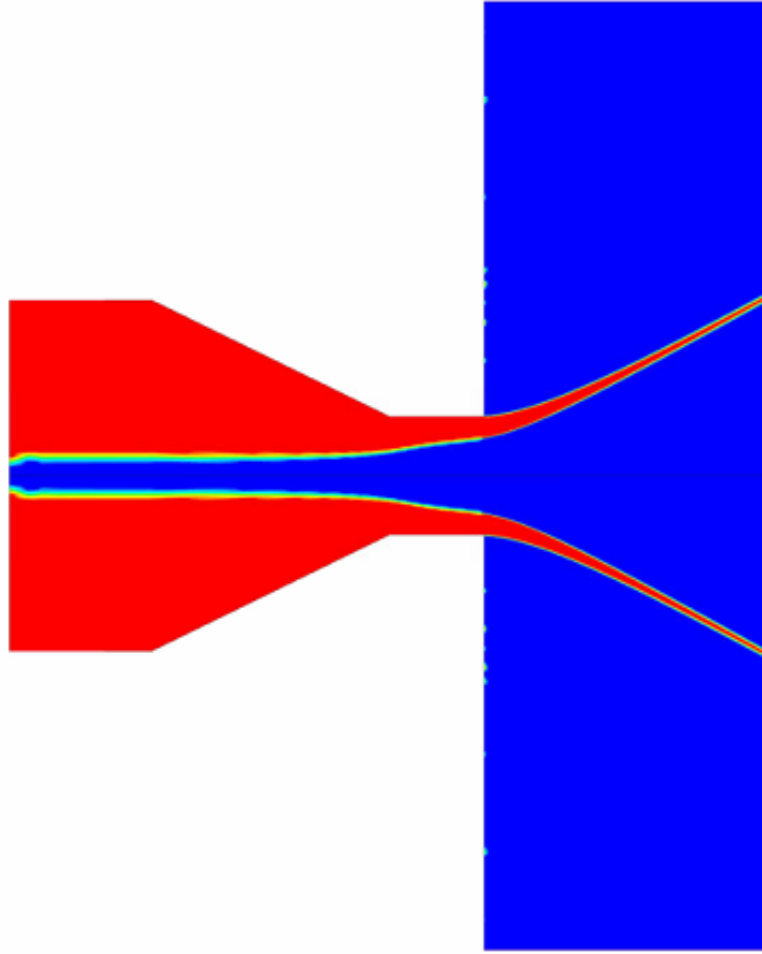
Girdap enjektörünün gerçek manada dinamiklerinin belirlenebilmesi için iki fazlı zamana bağlı çözümlerin yapılabilmesi bir gerekliliktir. İki fazlı akışta girdap enjektörünün başlangıçtan hangi süre sonra akış koşullarının değişmediği, ikincil fazın (hava) ne şekilde enjektör içine girdiği, akışkan film kalınlığının net olarak hangi mertebede olduğu, enjektör çıkışındaki spray koniklik açısının ne olduğu gibi detaylı birçok soruya cevap bulunmaktadır. Şekil 4.8’de iki fazlı akış için gerekli çözüm ağı verilmiştir.



Şekil 4.8 : İki fazlı akış çözüm ağı.

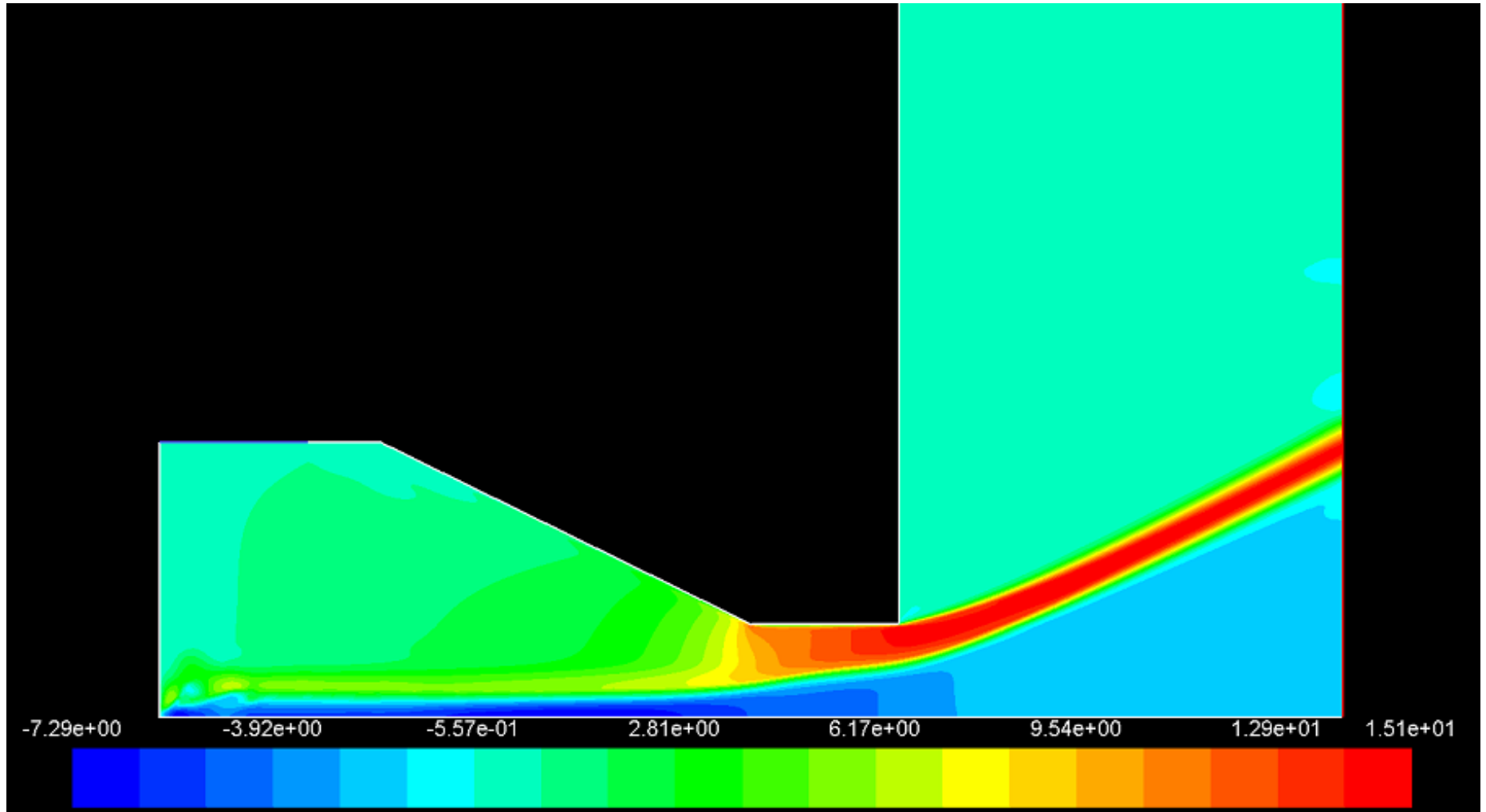
İki fazlı akışta ana faz su, ikincil faz hava olarak tanımlanmıştır. Bölüm üçte yapılan hesaplamara göre akışkan debisinin enjektör giriş portlarından hangi hız bileşenleri ile gireceği belirlenmiştir.

İki fazlı akışta önemli olan bir diğer nokta ise çözüm adımlarının hangi zaman aralıkları ile ilerleyeceğinin belirlenmesidir. Yapılan literatür incelemeleri sonucunda mikro saniye adımlı ilerlemeler ile enjektör içindeki akışın çözünürlüğü yakalanabileceği tesbit edilmiştir. Çözüm adım büyüklükleri mikrosaniye ve altı tutularak başlatılan analizlerde çözümün milisaniyeler mertebesinde kararlı bir hal aldığı görülmüştür. Şekil 4.9'da 0.295 sn'de kararlı hale gelen iki fazlı analize ait iki fazın kontürleri gözükmemektedir. Detaylı olarak şekil incelendiğinde enjektör içinde hava çekirdeğinin geometrisinin net olarak oluştuğu, film kalınlığı ve spreyn koniklik açısının belirlendiği görülmektedir.

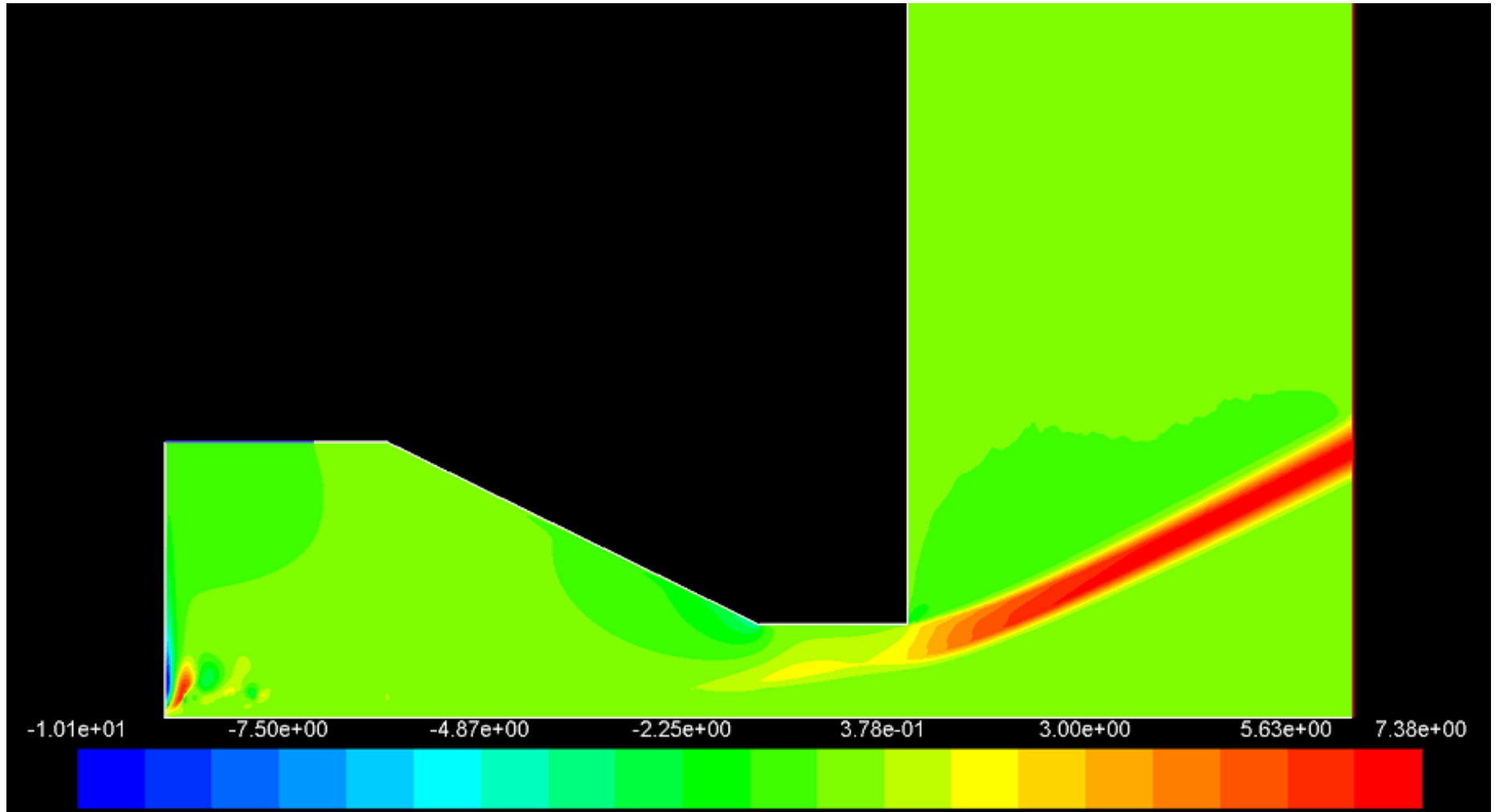


Şekil 4.9 : Kararlı hale gelmiş faz kontürleri (kırmızı sıvı, mavi gaz fazı).

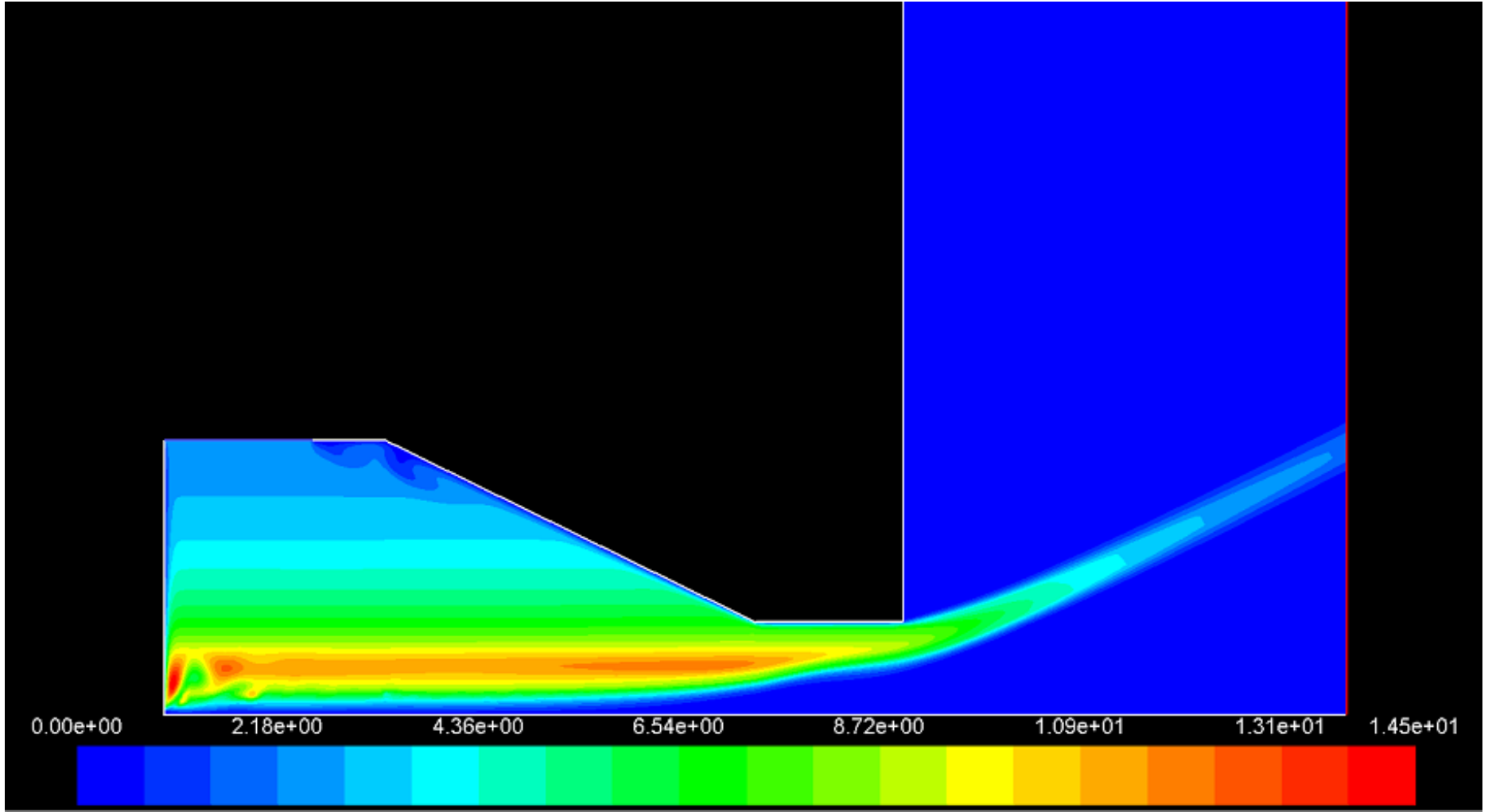
Şekil 4.10, 4.11 ve 4.12’de girdap enjektörünün detaylı olarak hız kontürleri verilmiştir. 4.10’da aksenal hız kontürleri gösterilmektedir. Detaylı olarak incelendiğinde teğetsel giriş portları ve girdap odası bölgesinde düşük hız bileşenine sahip olan aksenal hız; çıkış lülesi içinde kesit daralmasına bağlı olarak artmaktadır. 4.11’de ise radyal hız kontürleri görülmektedir. Beklendiği gibi radyal yöndeki hız bileşeni enjektör içinde neredeyse aynı mertebelerde olmasına rağmen enjektör çıkışında artmaktadır. Bu durum belirli bir konik şekilde genişleyerek çıkmasını da doğrulamaktadır. Şekil 4.12’de ise girdap (teğetsel) hız kontürleri verilmiştir. Şekil incelendiğinde hava çekirdeği ile arayüz oluşturan merkeze yakın bölgede girdap hızının en yüksek değerine ulaştığı görülmektedir. Şekil 4.13 ise enjektörün statik basınç dağılımı görülmektedir. Enejektör içinde yüksek olan bu değer, çıkışa doğru azalmaktadır. Şekil 4.14’deki dinamik basınç kontürlerinde ise hıza bağlı olarak tersi durum bulunmaktadır. Şekil 4.16, 4.17 ve 4.18’de ise girdap enjektörünün vektörel dağılım olarak aksenal, radyal ve girdap (teğetsel) hız bileşenleri verilmiştir.



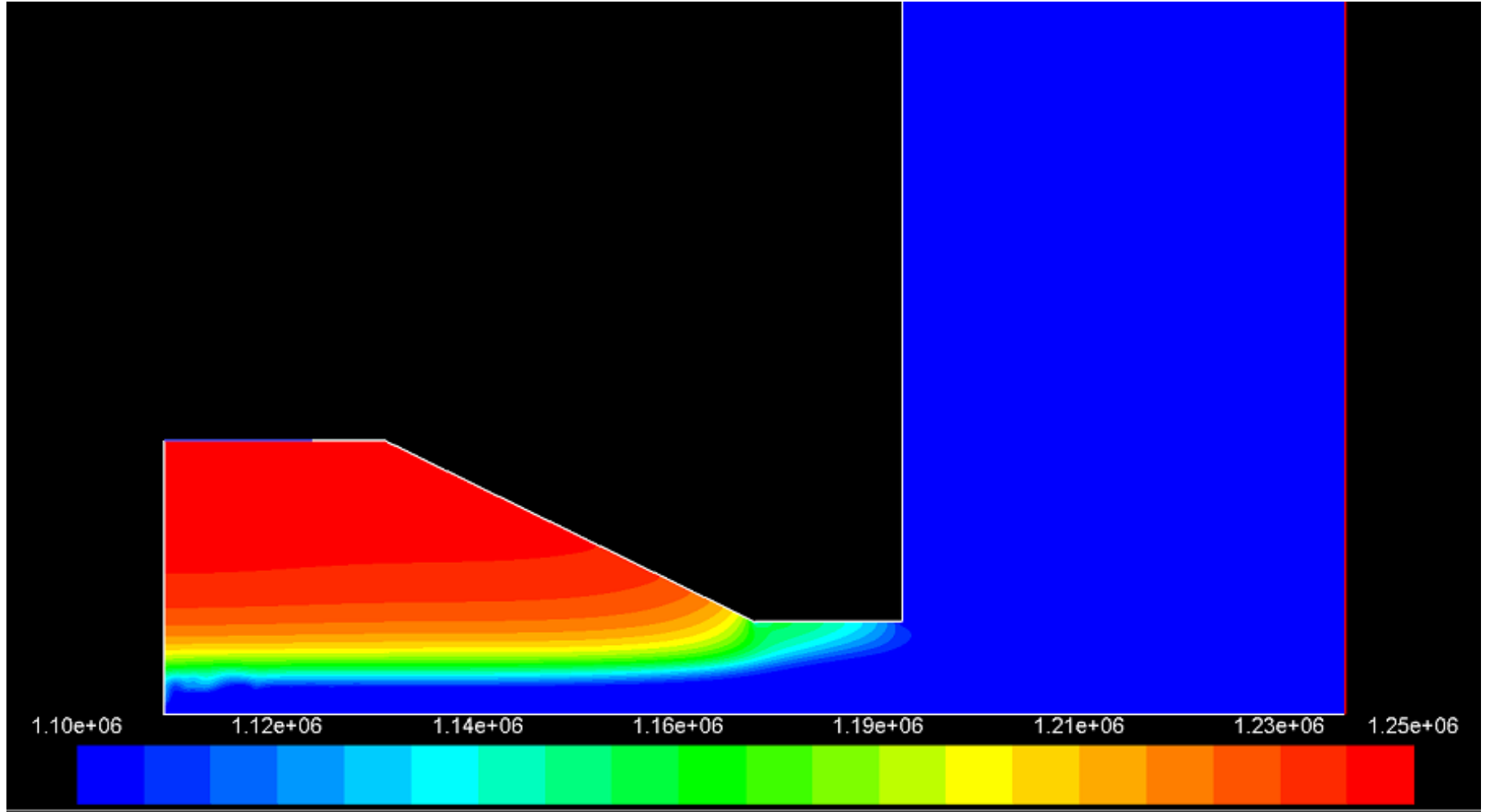
Şekil 4.10 : Eksenel hız kontürleri.



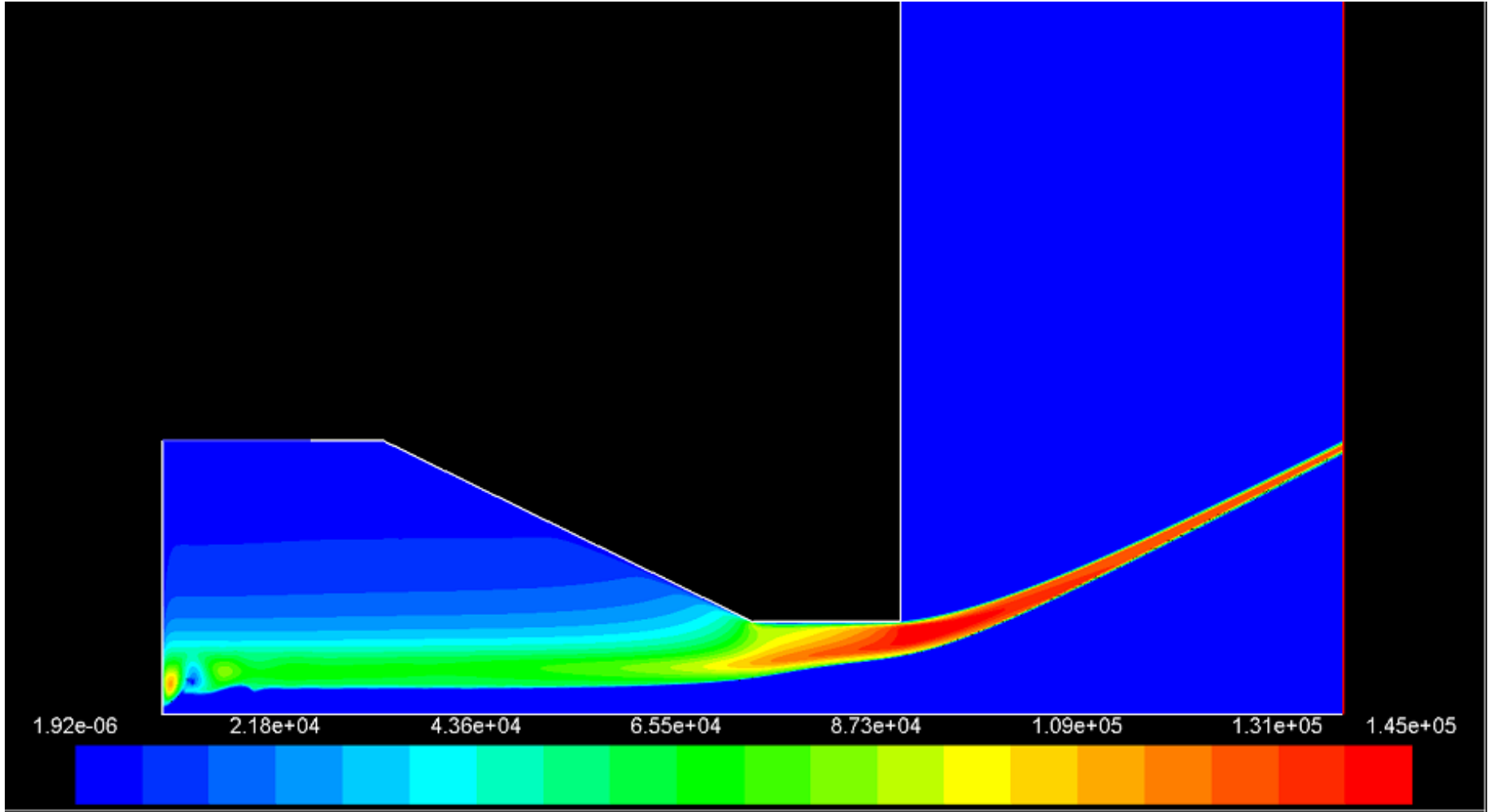
Şekil 4.11 : Radyal hız kontürleri.



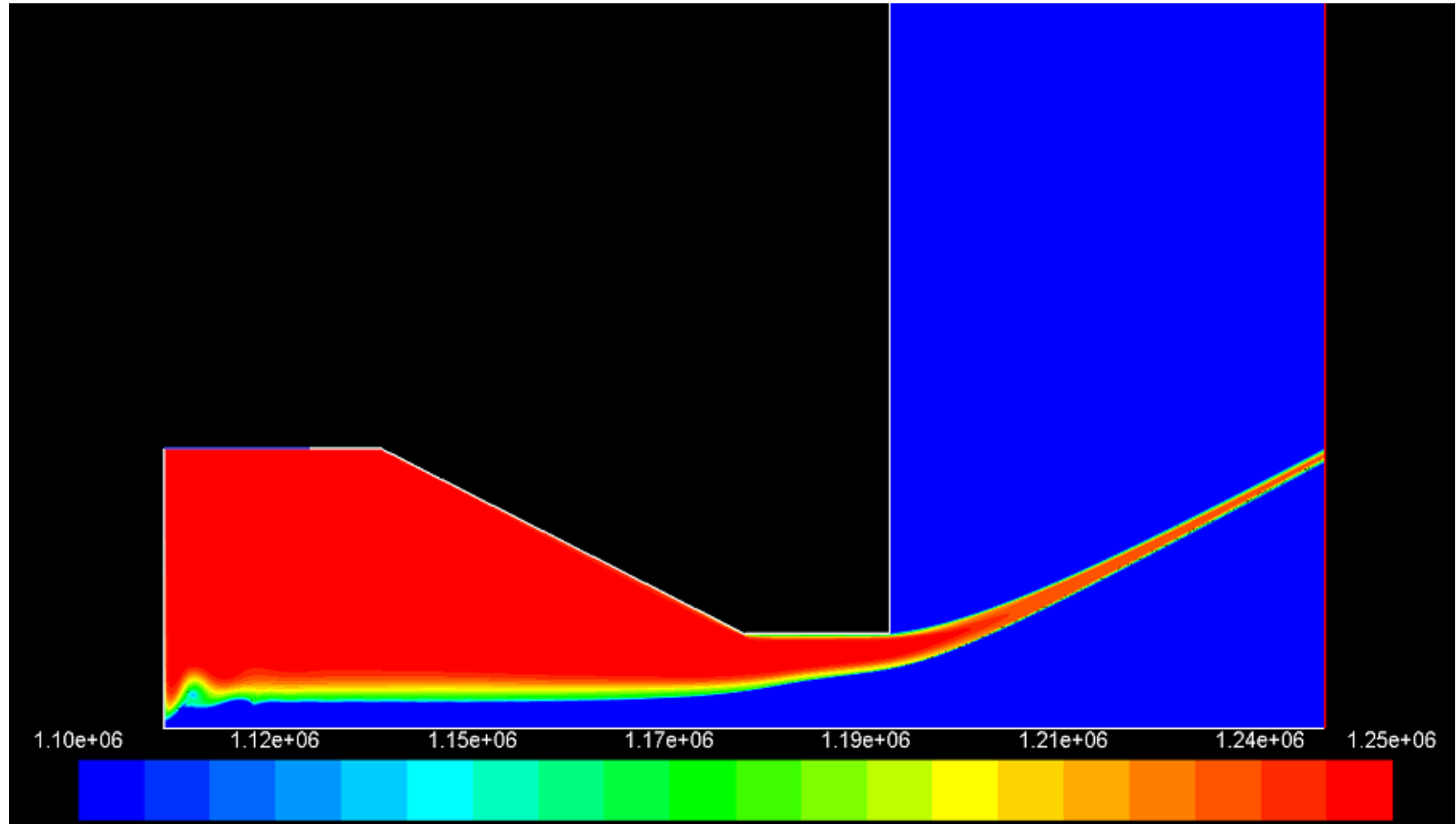
Şekil 4.12 : Girdap hız kontürleri.



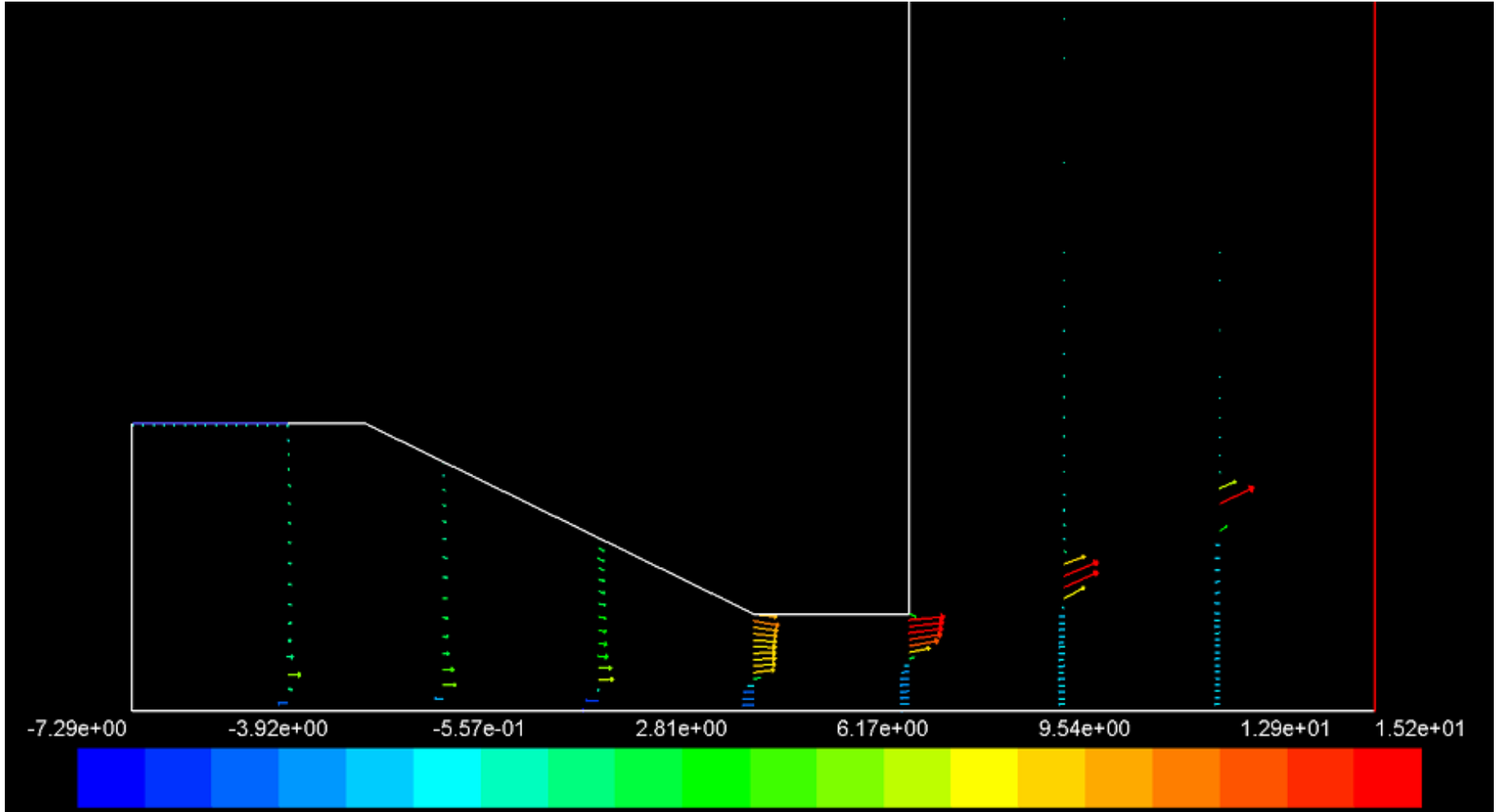
Şekil 4.13 : Statik basınç (Pa) kontürleri.



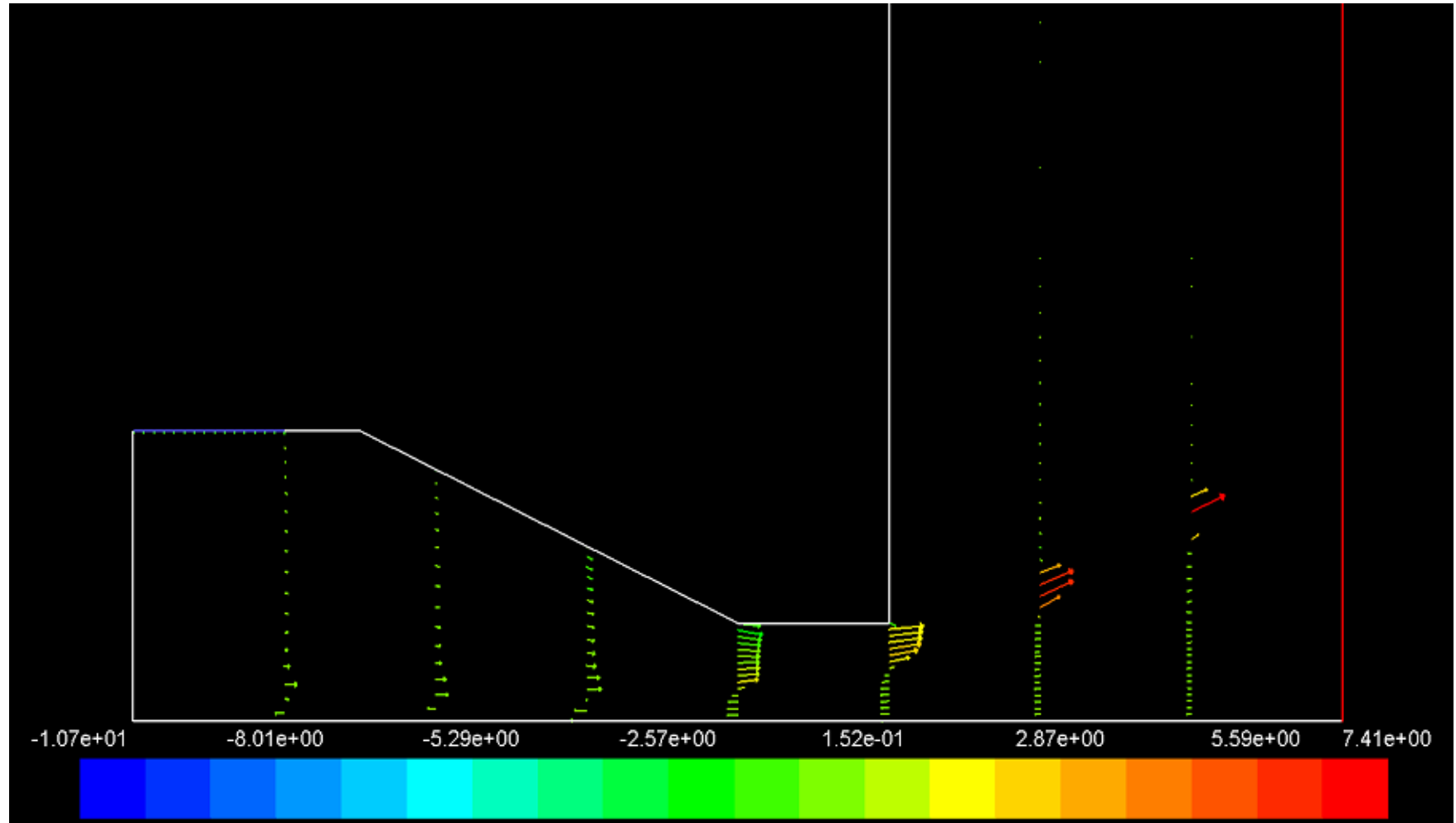
Şekil 4.14 : Dinamik basınç (Pa) kontürleri.



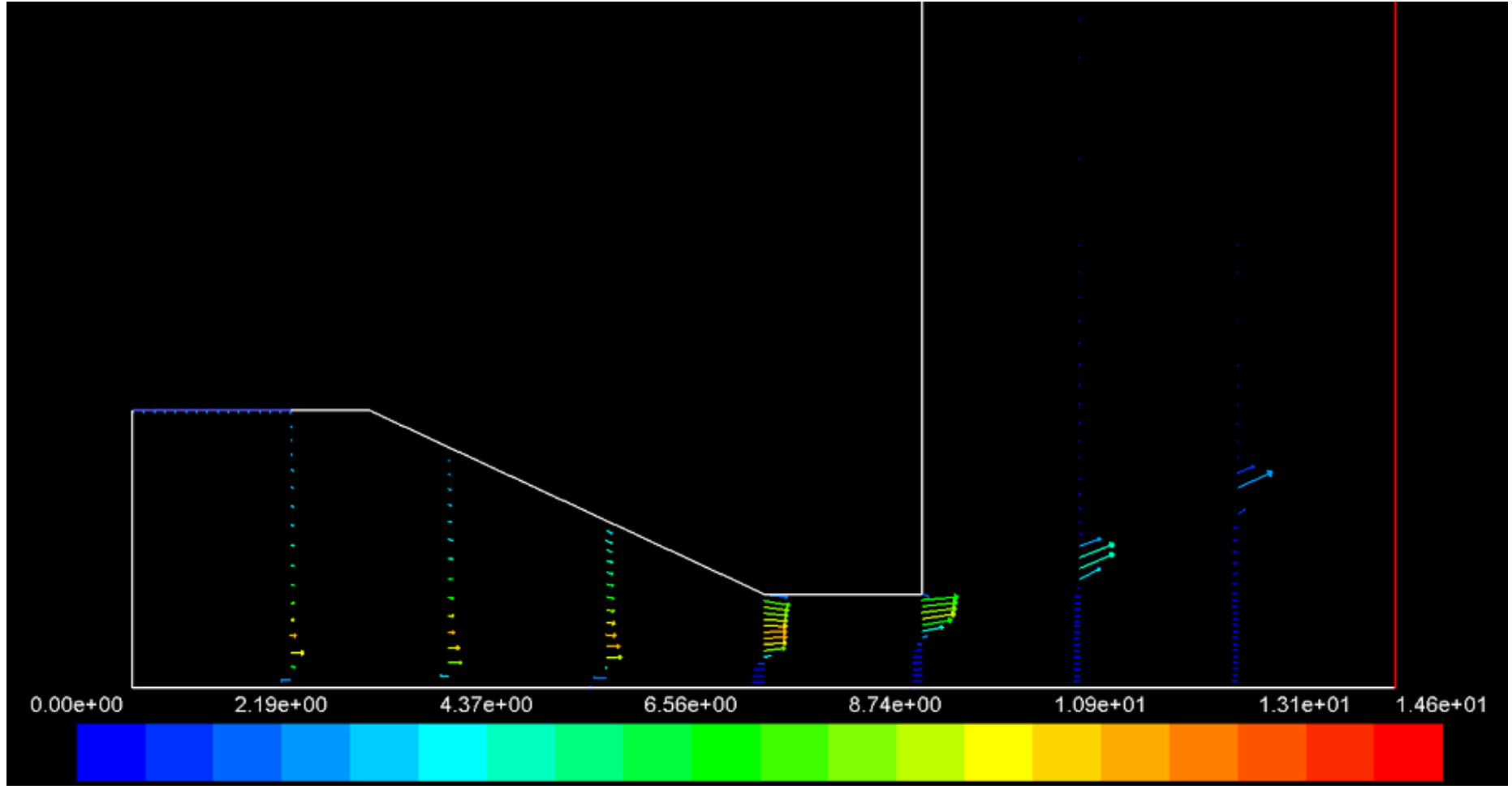
Şekil 4.15 : Toplam basınç (Pa) kontürleri.



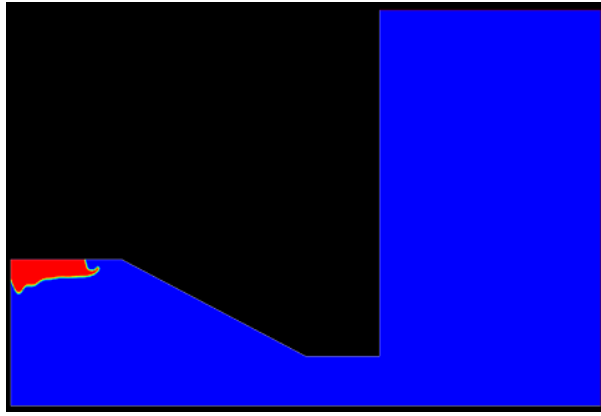
Şekil 4.16 : Eksenel hız (m/s) vektörleri.



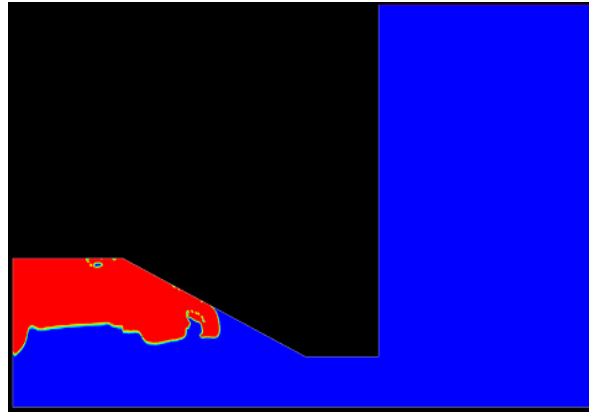
Şekil 4.17 : Radyal hız (m/s) vektörleri.



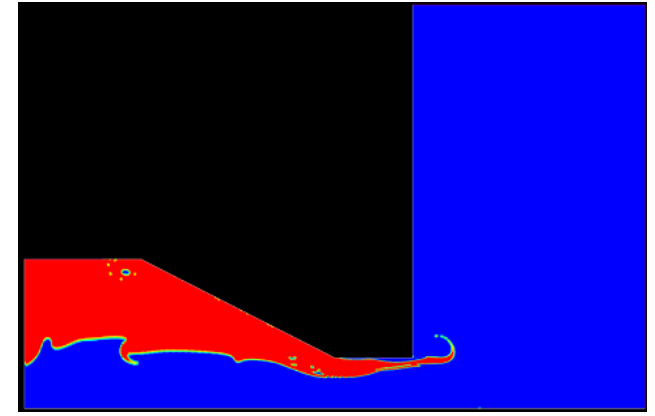
Şekil 4.18 : Girdap hız (m/s) vektörleri.



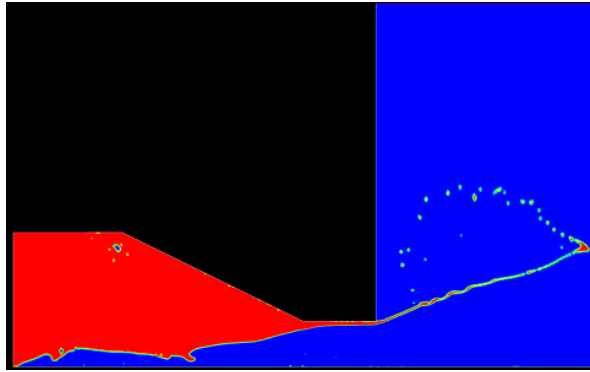
$t = 2.01e-04 \text{ sn}$



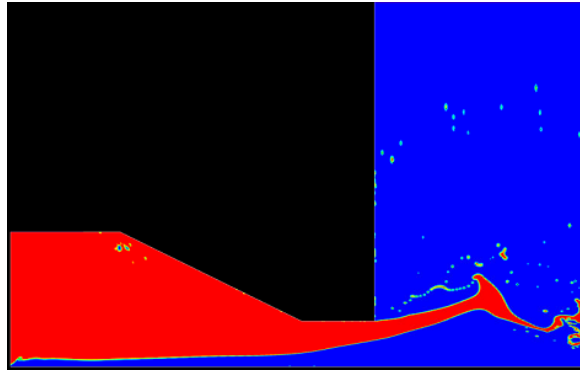
$t = 1.67e-03 \text{ sn}$



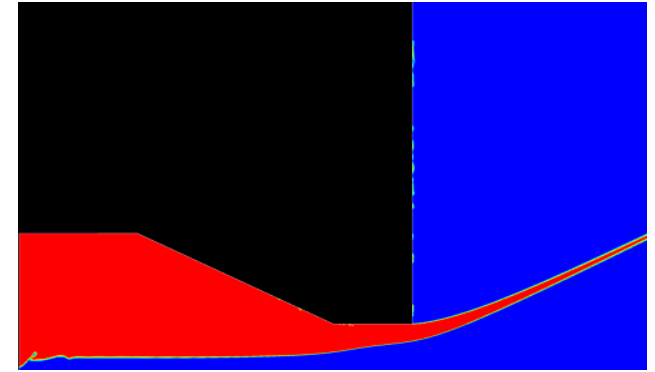
$t = 2.34e-03 \text{ sn}$



$t = 2.88e-03 \text{ sn}$



$t = 3.33e-03 \text{ sn}$



$t = 1.2e-02 \text{ sn}$

Şekil 4.19 : Zamana bağlı akışın enjektör içindeki ilerleyişi.

Şekil 4.9’da görülen kırmızı kontür birinci faz olan suyu, mavi ise ikincil faz olan havayı göstermektedir. Şekil 4.9’dan da görülebileceği gibi yapılan analiz neticesinde enjektör içine giren havanın topolojisi belirlenmiş ve akışkan film kalınlığı, spray koniklik açısı net olarak bulunmuştur. Şekil 4.10’da enjektör içindeki basınç dağılımı gözükmektedir.

Şekil 4.13, 4.14 ve 4.15 detaylı olarak incelendiğinde basınç farkının minimum ile maksimum arasındaki farkın bölüm üçte verilen analitik hesaplamalar sonucunda verilen Çizelge 4.1 ile örtüştüğü görülmektedir. Basınç düşüm farklı enjeksiyon sistemini basınçlandıran pompanın bir gereksinimi olduğu için sıvı yakıtlı füze motorlarında son derece öneme sahiptir.

Şekil 4.19’da ise enjektör içerisinde sıvı fazın zamana bağlı ilerleyişi görülmektedir. 0.1 mikro saniye mertebelerinde başlayan akış ilerlemesinin oturması 10 milisaniye mertebelerini bulduğu şekilden gözükmektedir.

5. SONUÇ

Sıvı yakıtlı roket motorlarında yakıt atomizasyonun istenilen karakteristikte ve performansta olması; roket motorunun beklenen özgül itki değerlerini yakalaması açısından hayati önem teşkil etmektedir. Bu bağlamda sıvı yakıtlı roket motorlarında kullanılabilecek nitelikte, girdap enjektörü tasarlanmış ve irdelenmiştir. Yapılan bu çalışmada ilk olarak invizid teori kullanılarak enjektör içindeki akış alanı analitik olarak belirlenmiş sonrasında ise hesaplar baz alınarak enjektör geometrisi oluşturulmuştur. Daha sonra oluşturulan geometri için hem tek fazlı hem de çift fazlı akışkan analizleri yapılarak analitik sonuçlarla karşılaştırması yapılmış; enjektör içi akış karakterize edilmiştir.

Yapılan analitik çalışmada, enjektör içi akış alanının belirlenebilmesi için invizid akışkan kabulü altında enerji, açısal ve cizgisel momentum korunumu ve kütle korunumu denklemleri kullanılarak gerekli türetmeler yapılmıştır. Belirlenen denklemler kullanılarak girdap tipli bir enjektörün; akış alanına etki eden parametreler belirlenmiştir. Türetilen gereksinimlere uygun enjektör tasarımı için yapılan enjektör analitik analizinden elde edilen eşitlikler kullanılmıştır.

Analitik çalışmaların çıktılarını kullanarak, aynı veri paketinin nümerik olarak incelenmesi yapılmıştır. Gerçeklenen nümerik çalışmalarda hem tek fazlı, hem de çift fazlı akış analizleri gerçekleştirerek enjektör içi akış karakterize edilmiş ve analitik sonuçlar ile karşılaştırılmıştır. Yapılan inceleme neticesinde analitik hesapla elde edilen verinin, nümerik çalışma ile elde edilen veri ile ciddi oranda örtüştüğü tesbit edilmiştir.

KAYNAKLAR

- [1] Lefebvre A. H., *Atomization and Sprays*, Hemisphere, Washington, DC, 1989.
- [2] Ito J. I., *Liquid Rocket Thrust Chamber: Aspects of Modelling, Analysis, and Design*, AIAA, Virginia
- [3] **Technology Week**, *10th Annual World Missile and Space Encyclopedia Issue*, Vol. 19, No. 14, July 25, 1966.
- [4] “**Liquid Rocket Engine Injectors**,” *NASA Space Vehicle Design Criteria Monograph SP-8089*, Cleveland, OH, 1976.
- [5] Rowe, J. R., “**Liquid Rocket Engines**,” (*A Potential Liquid Rocket Engine Users’ Guide*), Aerojet Liquid Rocket Co., Sacramento, CA, March 1975.
- [6] Isakowitz, S. J., *International Reference Guide to Space Launch Systems*, AIAA, Washington, DC, 1991
- [7] Harrje, D. T., and Reardon, F. H. (eds.), *Liquid Propellant Rocket Combustion Instability*, NASA SP-194, 1972
- [8] Turns, S. R., *An Introduction to Combustion, Concepts and Applications*, McGraw-Hill, New York, 1996.
- [9] Penner, S. S., *Chemistry Problems in Jet Propulsion*, Pergamon, New York, 1957, pp.360–362
- [10] Abramovich, G. N., “*Theory of the Centrifugal Nozzle*,” Monograph – Industrial Aerodynamics (Russian), ZAGI, 1944, pp. 18.
- [11] Novikov, I. I., “*Atomization of Liquids by Centrifugal Nozzles*,” (translated from Russian Journal of Technical Physics, Vol. 18, No. 3, 1948, pp. 345-354) *The Engineers’ Digest*, Vol. 10, No. 3, March 1949, pp. 12.
- [12] Giffen, E., and Muraszew, A., *Atomisation of Liquid Fuels*, Chapman and Hall, 1953.
- [13] Mandal A., Ibrahim A.A., “*Flow of power-law fluids in simplex atomizers*”, *International Journal of Heat and Fluid Flow* 29 (2008) 1494–1503
- [14] Borodin, V. A., Dityakin, Y. F., Klyachko, L. A., and Yagodkin, V. I., “*Atomization of Liquids*,” translation, Report FTD-MT-24-97-68 (AD685151), Accession No. TM8501384, prepared by Foreign Technology Division, Wright-Patterson Air Force Base, 1967.
- [15] Dumas, M., and Laster, R., “*Liquid-Film Properties for Centrifugal Spray Nozzles*,” *Chemical Engineering Progress*, Vol. 49, No. 10, October 1953, pp. 518-526.
- [16] Rahman A. S., “*Primary Atomization Study Of A Swirl Coaxial Liquid Propellant Rocket Injector*”, The Pennsylvania State University, The Graduate School Department of Mechanical Engineering, 1997.

- [17] **Atherton, R. R., et al.,** “*Air Force Reusable Rocket Engine Program - Final Report.*” AFRPL-TR-71-1 Vol. 1 (Air Force Contract F04611-68-C-0002), Pratt & Whitney Aircraft. Division of United Aircraft Corp., January 1971.
- [18] **Yule, A. J., and Chinn, J. J.,** “*Swirl Atomizer Flow: Classical Inviscid Theory Revisited,*” ICLASS-94, Rouen, France, July 1994.
- [19] **Bayvel, L., and Orzechowski, Z.,** *Liquid Atomization*, 1st ed., Taylor and Francis, New York, 1993.
- [20] **Abramovich, G. N.,** “*The Theory of Swirl Atomizer.*” In *Industrial Aerodynamics*. Moscow: BNT ZAGI, 1944, pp. 114 – 121.
- [21] **Bazarov, V., Yang, V., and Puri, P.,** “*Design and Dynamics of Jet and Swirl Injectors,*” *Liquid Rocket Thrust Chambers: Aspects of Modeling, Analysis, and Design*, edited by V. Yang, M. Habiballah, J. Hulka, and M. Poppe, Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, Washington, DC, 2004, pp. 19-103.
- [22] **Khavkin, Y.I.,** *Theory and Practice of Swirl Atomizers*, 1st ed., Taylor and Francis, New York, 2004.
- [23] **Hinze, J. O.,** “*Fundamentals of the Hydrodynamic Mechanism of Splitting in Dispersion Processes,*” *AIChE Journal*, Vol. 1, No. 3, pp. 289–95, 1995.
- [24] **Brodkey, R. O.,** *The Phenomena of Fluid Motions*, Addison-Wesley, Reading, MA, 1967.
- [25] **Lefebvre, A.H.,** *Atomization and Sprays*, 1st ed., Routledge., 1989.
- [26] **From Fraser, R.P., Eisenklam, P., Dombrowski, N., and Hasson, D.,** *AIChE Journal*, 8(5), 672–80, 1962. Reproduced with permission from John Wiley & Sons, Inc.)
- [27] **Mugele, R., and Evans, H. D.,** “*Droplet Size Distributions in Sprays,*” *Journal of Industrial and Engineering Chemistry*, Vol. 43, No. 6, pp. 1317–24, 1951
- [28] **Radcliffe, A.,** “*Fuel Injection,*” in W. R. Hawthorne and W. T. Olson, eds., *High Speed Aerodynamics and Jet Propulsion*, XIX, Princeton University Press, Princeton, NJ, 1960
- [29] **Wang, X. F., and Lefebvre, A. H.,** “*Mean Drop Sizes from Pressure-Swirl Nozzles,*” *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 3, No. 1, pp. 11–18, 1987
- [30] **Radcliffe, A.,** “*The Performance of a Type of Swirl Atomizer,*” *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers*, Vol. 169, pp. 93–106, 1955.
- [31] **Giffen, E., and Muraszew, A.,** *Atomization of Liquid Fuels*, Chapman and Hall, London, 1953.
- [32] **Suyari, M., and Lefebvre, A. H.,** “*Film Thickness Measurements in a Simplex Swirl Atomizer,*” *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 2, pp. 528–33, 1986.

- [33] Rizk, N. K., and Lefebvre, A. H., “*Internal Flow Characteristics of Simplex SwirlAtomizers,*” *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 1, No. 3, pp. 93–199, 1985
- [34] Sankaran Kutty, P., Narasimhan, M. V., and Narayanaswamy, K., “*Design and Prediction of Discharge Rate, Cone Angle, and Air Core Diameter of Swirl Chamber Atomizers,*” *Proceedings of the 1st International Conference on Liquid Atomization and Spray Systems*, Tokyo, pp. 93–100, 1978.
- [35] Narasimhan, M. V., Sankaran Kutty, P., and Narayanaswamy, K., “*Prediction of the Air Core Diameter in Swirl Chamber Atomizers,*” unpublished report, 1978
- [36] Rizk, N. K., and Lefebvre, A. H., “*Prediction of Velocity Coefficient and Spray Cone Angle for Simplex Swirl Atomizers,*” *Proceedings of the Third International Conference on Liquid Atomization and Spray Systems*, London, 11 IC/2/1–16, 1985.

ÖZGEÇMİŞ



Ad-Soyad : Mehmet KAHRAMAN
Doğum Tarihi ve Yeri : 15.04.1989 - Bayburt
E-posta : kahramanmeh@yahoo.com

ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans** : - 2011, İstanbul Teknik Üniversitesi, Kimya – Metalurji Fakültesi, Metalurji ve Malzeme Mühendisliği Bölümü
- 2012, İstanbul Teknik Üniversitesi, Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uçak Mühendisliği Bölümü

MESLEKİ DENEYİM VE ÖDÜLLER:

- 2012- 2014 Yılları arasında Kale Havacılık Sanayii A.Ş.'de Gaz Türbin Geliştirme Projesinde tasarımcı olarak çalıştı.
- 2014'den beridir Motek A.Ş.'de Savunma ve Havacılık alanında tasarımcı olarak çalışmaktadır.
- 2007-2012 yılları arasında İTÜ Yüksek Onur Derecelerini aldı.
- 2007-2011 yılları arasında TEV (Türk Eğitim Vakfı) Yükseköğrenim Üstün Başarı Ödülü'nü aldı.
- 2009 yılında B. Ben- Nissan Başarı Ödülünü aldı.