
GAZİ ÜNİVERSİTESİ
Gazi
1926

KH47-M2 HİPERSONİK FÜZESİ BURUN AÇISI DEĞİŞİMİNİN AKIŞ KARAKTERİSTİĞİNE VE YÜZEY SICAKLIKLARINA ETKİSİNİN HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMİĞİ YÖNTEMİYLE İNCELENMESİ

Hasan Ali KIRKPINAR

YÜKSEK LİSANS TEZİ
MAKİNA MÜHENDİSLĞİ ANA BİLİM DALI

GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

TEMMUZ 2025

ETİK BEYAN

Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Tez Yazım Kurallarına uygun olarak hazırladığım bu tez çalışmasında;

- Tez içinde sunduğum verileri, bilgileri ve dokümanları akademik ve etik kurallar çerçevesinde elde ettiğimi,
- Tüm bilgi, belge, değerlendirme ve sonuçları bilimsel etik ve ahlak kurallarına uygun olarak sunduğumu,
- Tez çalışmasında yararlandığım eserlerin tümüne uygun atıfta bulunarak kaynak gösterdiğimi,
- Kullanılan verilerde herhangi bir değişiklik yapmadığımı,
- Bu tezde sunduğum çalışmanın özgün olduğunu,

bildirir, aksi bir durumda aleyhime doğabilecek tüm hak kayıplarını kabullendiğimi beyan ederim.

Hasan Ali KIRKPINAR

03/07/2025

KH47-M2 KINZHAL HİPERSONİK FÜZESİ BURUN AÇISI DEĞİŞİMİNİN AKIŞ KARAKTERİSTİĞİNE VE YÜZEY SICAKLIKLARINA ETKİSİNİN HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMİĞİ YÖNTEMİYLE İNCELENMESİ

(Yüksek Lisans Tezi)

Hasan Ali KIRKPINAR

GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

Temmuz 2025

ÖZET

Günümüzde havacılık ve uzay bilimleri alanında çok hızlı ilerlemeler yaşanmaktadır. Yaşanan bu gelişmelerden birisi de savunma sanayi alanında gerçekleşmektedir. Gelişmiş ülkeler başta olmak üzere hipersonik hızlarda görev yapan unsurların geliştirilmesi hızla devam etmektedir. Bu bağlamda KH47-M2 Kinzhal hipersonik füzesi günümüzün bu alanda atılmış önemli adımlarından birisidir. Bu tez çalışmasında KH47-M2 hipersonik füzesi ve bu füzeden türetilmiş iki yeni burun açısına sahip üç katı model üzerinde 6, 8 ve 10 Mach hızları için Hesaplamalı akışkanlar mekaniği yöntemleri kullanılarak burun açısı değişiminin akış karakteristiğine ve yüzey sıcaklıklarına olan etkileri incelenmiştir. Tez çalışmasında hesaplamalı akışkanlar mekaniği çözücüsü olarak FloEFD® yazılımı kullanılmıştır. Ülkemiz akademik çalışmalarında nadiren kullanılan bir program olarak FloEFD®, hipersonik akışların modellenmesi kapsamında bu tezde kullanılarak ülkemiz bilgi birikimine katkı sağlanmıştır. Çalışma kapsamında FloEFD® çözücüsü hakkında detaylı bir bilgi verilmiş ve modellemeler yapılarak çözümler elde edilmiştir. 38,39°, 25,76° ve 17,03° burun açılarında 6 Mach hızında sırasıyla 36,85°- 31,66° ve 23,74° eğik şok dalga açıları; 8 Mach hızı için sırasıyla 34,21°- 29,93° ve 23,25° eğik şok dalgası açıları ve 10 Mach hızı için ise sırasıyla 34,58°- 28,91° ve 23,25° eğik şok dalgası açıları elde edilmiştir. Elde edilen sonuçlar bakımından hipersonik akış rejimlerinde burun geometrisinin etkileri incelenmiştir. FloEFD® yazılımının hipersonik akış rejimlerinin modellenmesinde başarılı sonuçlar elde ettiği gözler önüne serilmiştir.

Bilim Kodu : 91411
Anahtar Kelimeler : KH-47M2 kinzhal, HAD, FloEFD, hipersonik akış, ısı dağılımı, akış karakteristiği
Sayfa Adedi : 125
Danışman : Doç. Dr. Fatih AKTAŞ

INVESTIGATION OF THE EFFECT OF KH47-M2 KINZHAL HYPERSONIC MISSILE NOSE ANGLE CHANGE ON FLOW CHARACTERISTICS AND SURFACE TEMPERATURES BY COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS METHOD

(M. Sc. Thesis)

Hasan Ali KIRKPINAR

GAZİ UNIVERSITESI

GRADUATE SCHOOL OF NATURAL AND APPLIED SCIENCES

FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

July 2025

ABSTRACT

Today, there are very rapid advances in the field of aviation and space sciences. One of these developments is taking place in the field of defense industry. The development of elements operating at hypersonic speeds continues rapidly, especially in developed countries. In this context, the KH47-M2 Kinzhal hypersonic missile is one of the important steps taken in this field today. In this thesis study, the effects of the nose angle change on the flow characteristics and surface temperatures were investigated on the KH47-M2 hypersonic missile and three solid models with two new nose angles derived from this missile, using Computational Fluid Dynamics methods for speeds of 6, 8 and 10 Mach. FloEFD® software was used as the computational fluid mechanics solver in the thesis study. As a program rarely used in academic studies in our country, FloEFD® was used in this thesis within the scope of modeling hypersonic flows, and thus, our country's knowledge accumulation was contributed. Within the scope of the study, detailed information about the FloEFD® solver was given and solutions were obtained by modeling. Oblique shock wave angles of 36.85°- 31.66° and 23.74° were obtained for the nose angles of 38.39°, 25.76° and 17.03° at Mach speed 6, respectively; oblique shock wave angles of 34.21°- 29.93° and 23.25° for Mach speed 8, respectively; and oblique shock wave angles of 34.58°- 28.91° and 23.25° for Mach speed 10, respectively. The effects of the nose geometry on hypersonic flow regimes were investigated in terms of the obtained results. It was demonstrated that FloEFD® software achieved successful results in modeling hypersonic flow regimes.

Science Code : 91411
Key Words : KH-47M2 kinzhal, CFD, FloEFD, hypersonic flow, heat distribution, flow characteristics
Page Number : 125
Supervisor : Assoc. Prof. Dr. Fatih AKTAŞ

TEŞEKKÜR

Bu tez çalışması sadece benim için değil çevremde temasta olduğum birçok kişinin de hayatını bir süre meşgul eden bir süreç olmuştur. Zorlu ve uzun geçen eğitim döneminin ardından eğitimi tamamlamanın verdiği heyecan ve sevinç anlatılamaz. Bu süreçte en başta her türlü zorluk ve probleme rağmen beni her seferinde tekrar tekrar motive eden yeri geldiğinde benim yerime gayret gösteren uzun yıllardır beraber projelerde yer aldığım çok değerli danışman hocam sayın Doç. Dr. Fatih AKTAŞ' a ve bu zorlu eğitim dönemi boyunca asla desteklerini esirgemeyen, her daim bana olan güven ve inançlarını koruyan değerli aileme bu süre zarfında gösterdikleri tüm anlayış için teşekkürlerimi sunarım.

,

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖZET iv

ABSTRACT v

TEŞEKKÜR vi

İÇİNDEKİLER vii

ÇİZELGELERİN LİSTESİ ix

ŞEKİLLERİN LİSTESİ x

SİMGELER VE KISALTMALAR xviii

1. GİRİŞ 1

2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI 3

3. HİPERSONİK AKIŞLARIN ÖZELLİKLERİ VE MODELLENMESİ 11

3.1. Hipersonik Akışların Özellikleri 11

3.1.1. Şok dalgaları ve sınır tabaka etkileşimleri 12

3.1.2. Termokimyasal denge dışı etkiler 12

3.1.3. Sıkıştırılabilirlik ve türbülans özellikleri 12

3.1.4. Çok disiplinli tasarım ve hesaplamalı analiz gereksinimi 13

3.2. Hipersonik Akışların Modellenmesi 13

3.2.1. Kullanılan HAD çözücüsü ve model detayları 13

3.2.2. FloEFD'nin temel aldığı matematiksel modeller 16

4. BURUN AÇISI DEĞİŞİMİ ÇALIŞMALARI VE HAD ANALİZLERİ 27

4.1. Geometrik Unsurların ve Akış Parametrelerinin Belirlenmesi 27

4.2. Hesaplamalı akışkanlar Mekaniği Akış Modelinin Doğrulanması 27

4.2.1. Doğrulama için baz alınan çalışma modeli 27

4.2.2. Doğrulama çalışması sonuçları 34

4.3. KH47-M2 Hipersonik Füzesi ve İki Farklı Burun Açısına Sahip Türetilmiş Katı Modelin Oluşturulması ve HAD Analizlerinin Modellenmesi 36

Sayfa

4.3.1. HAD analizlerinde kullanılan katı modeller 36

4.3.2. HAD analizlerinin modellenmesi 39

4.4. Burun Açısı Değişimi HAD Analizleri Sonuçları 44

4.4.1. KH47-M2 38,39° burun açısı 6 Mach hızı için HAD analizi sonuçları ... 44

4.4.2. KH47-M2 38,39° burun açısı 8 Mach hızı için HAD analizi sonuçları ... 52

4.4.3. KH47-M2 38,39° burun açısı 10 Mach hızı için HAD analizi sonuçları. 59

4.4.4. KH47-M2 25,76° burun açısı 6 Mach hızı için HAD analizi sonuçları ... 66

4.4.5. KH47-M2 25,76° burun açısı 8 Mach hızı için HAD analizi sonuçları ... 72

4.4.6. KH47-M2 25,76° burun açısı 10 Mach hızı için HAD analizi sonuçları. 78

4.4.7. KH47-M2 17,03° burun açısı 6 Mach hızı için HAD analizi sonuçları ... 84

4.4.8. KH47-M2 17,03° burun açısı 8 Mach hızı için HAD analizi sonuçları ... 90

4.4.9. KH47-M2 17,03° burun açısı 10 Mach hızı için HAD analizi sonuçları. 96

4.5. Karşılaştırmalı HAD Analizi Sonuçları 103

4.5.1. 6 Mach hızı için üç farklı burun açısında elde edilen HAD analizi sonuçlarının kıyaslanması 103

4.5.2. 8 Mach hızı için üç farklı burun açısında elde edilen HAD analizi sonuçlarının kıyaslanması 105

4.5.3. 10 Mach hızı için üç farklı burun açısında elde edilen HAD analizi sonuçlarının kıyaslanması 106

4.5.4. KH47-M2 38,39° burun açısı için 6, 8 ve 10 Mach hızı için elde edilen HAD analizi sonuçlarının kıyaslanması 108

4.5.5. KH47-M2 25,76° burun açısı için 6, 8 ve 10 Mach hızı için elde edilen HAD analizi sonuçlarının kıyaslanması 109

4.5.6. KH47-M2 17,03° burun açısı için 6, 8 ve 10 Mach hızı için elde edilen HAD analizi sonuçlarının kıyaslanması 110

4.5.7. Her bir burun açısı için 6, 8 ve 10 Mach hızı için elde edilen şok dalgasıaçı değişimleri 112

5. SONUÇ VE ÖNERİLER 115

KAYNAKLAR 117

Sayfa

EKLER..... 119

EK-1. FloEFD çözücü algoritm4ası..... 120

EK-2. FloEFD çözücüsünde kullanılan denklemler..... 122

ÖZGEÇMİŞ..... 125

ÇİZELGELERİN LİSTESİ

Çizelge **Sayfa**

Çizelge 3.1. Arrhenius denklemi 20

Çizelge 3.2. Gibbs denklemi..... 22

Çizelge 4.1. NASA Test merkezine ait teknik bilgiler 29

Çizelge 4.2. Sayısal hücre sayıları 31

Çizelge 4.3. Doğrulama çalışması sınır koşulları 34

Çizelge 4.4. HAD Modeli başlangıç koşulları 39

Çizelge 4.5. HAD Analizleri matrisi 39

Çizelge 4.6. Farklı burun açısı ve hızlarda şok dalgası değişimi..... 113

ŞEKİLLERİN LİSTESİ

Şekil **Sayfa**

Şekil 4.1. Doğrulama çalışmasında kullanılan modele ait ölçüler 28
Şekil 4.2. Doğrulama Modeli 28
Şekil 4.3. Doğrulama modeli üst görünüş 29
Şekil 4.4. NASA deneysel çalışma tüneli modeli..... 30
Şekil 4.5. Deneysel çalışma tüneli modeli ön görünüş..... 30
Şekil 4.6. Üç farklı hücre sayısı için yüzey sıcaklık değişimi grafiği 31
Şekil 4.7. Doğrulama çalışması hücre yapısı..... 32
Şekil 4.8. Sayısal ağ yapısına ait iyileştirme seviyeleri..... 33
Şekil 4.9. Doğrulama çalışması FloEFD modeli 33
Şekil 4.10. Doğrulama parçası test sistemi FloEFD modeli 34
Şekil 4.11. NASA deneysel sonuç grafiği..... 35
Şekil 4.12. FloEFD çözücüsü ile elde edilen basınç grafiği..... 35
Şekil 4.13. KH47-M2 hipersonik füzesi..... 36
Şekil 4.14. KH47-M2 Hipersonik füzesi yan görünüm 36
Şekil 4.15. KH47-M2 hipersonik füzesi ölçüleri (mm cinsinden)..... 37
Şekil 4.16. 25,76 burun açısına sahip model..... 37
Şekil 4.17. 25,76 burun açısına sahip model yan görünüm..... 37
Şekil 4.18. 25,76 burun açısına sahip model ölçüleri..... 38
Şekil 4.19. 17,03 burun açısına sahip model..... 38
Şekil 4.20. 17,03 burun açısına sahip model yan görünüm..... 38
Şekil 4.21. 17,03 burun açısına sahip model ölçüleri..... 39
Şekil 4.22. Hesaplamaya dayalı alan..... 41
Şekil 4.23. Modelde kullanılan sayısal ağ yapısı 42
Şekil 4.24. Sayısal ağ yapısı iyileştirme detayı..... 42
Şekil 4.25. Katı model etrafındaki iyileştirme yapısı..... 43

Şekil **Sayfa**

Şekil 4.26. Burun konisi etrafındaki sayısal ağ iyileştirme seviyesi detayı 43

Şekil 4.27. KH47-M2 α burun açısında Ma:6 hızı için dinamik basınç konturları 45

Şekil 4.28. KH47-M2 α burun açısında Ma:6 hızı için dinamik basınç konturları detayı 46

Şekil 4.29. KH47-M2 α burun açısında Ma:6 hızı için Mach sayısı konturları 46

Şekil 4.30. KH47-M2 α burun açısında Ma:6 hızı için Mach sayısı konturları detayı 47

Şekil 4.31. KH47-M2 α burun açısında Ma:6 hızı için akışkan yoğunluğu konturları 48

Şekil 4.32. KH47-M2 α burun açısında Ma:6 hızı için akışkan yoğunluğu konturları detayı 48

Şekil 4.33. KH47-M2 α burun açısında Ma:6 hızı için yüzey sıcaklık dağılımı konturları 49

Şekil 4.34. KH47-M2 α burun açısında Ma:6 hızı için yüzey sıcaklık grafiği 50

Şekil 4.35. KH47-M2 α burun açısında Ma:6 hızı için akışkan yoğunluğu grafiği 50

Şekil 4.36. KH47-M2 α burun açısında Ma:6 hızı için dinamik basınç değişimi 51

Şekil 4.37. KH47-M2 α burun açısında Ma:6 hızı için Mach sayısı değişimi 51

Şekil 4.38. KH47-M2 α burun açısında Ma:6 hızı için akışkan yoğunluğu değişimi grafiği 52

Şekil 4.39. KH47-M2 α burun açısında Ma:8 hızı için dinamik basınç konturları 53

Şekil 4.40. KH47-M2 α burun açısında Ma:8 hızı için dinamik basınç konturları detayı 53

Şekil 4.41. KH47-M2 α burun açısında Ma:8 hızı için Mach sayısı konturları 54

Şekil 4.42. KH47-M2 α burun açısında Ma:8 hızı için Mach sayısı konturları detayı 54

Şekil 4.43. KH47-M2 α burun açısında Ma:8 hızı için akışkan yoğunluğu konturları 55

Şekil 4.44. KH47-M2 α burun açısında Ma:8 hızı için akışkan yoğunluğu konturları detayı 55

Şekil 4.45. KH47-M2 α burun açısında Ma:8 hızı için yüzey sıcaklık dağılımları 56

Şekil 4.46. KH47-M2 α burun açısında Ma:8 hızı için yüzey sıcaklık dağılımları 57

Şekil **Sayfa**

Şekil 4.47. KH47-M2 α burun açısında Ma:8 hızı yüzey akışkan yoğunluk grafiği 57

Şekil 4.48. KH47-M2 α burun açısında Ma:8 hızı için dinamik basınç değişimi grafiği 58

Şekil 4.49. KH47-M2 α burun açısında Ma:8 hızı için Mach sayısı değişimi grafiği 58

Şekil 4.50. KH47-M2 α burun açısında Ma:8 hızı için akışkan yoğunluk değişimi grafiği 59

Şekil 4.51. KH47-M2 α burun açısında Ma:10 hızı için dinamik basınç konturları 60

Şekil 4.52. KH47-M2 α burun açısında Ma:10 hızı için dinamik basınç konturları detayı 60

Şekil 4.53. KH47-M2 α burun açısında Ma:10 hızı için Mach sayısı konturları 61

Şekil 4.54. KH47-M2 α burun açısında Ma:10 hızı için Mach sayısı konturları detayı 61

Şekil 4.55. KH47-M2 α burun açısında Ma:10 hızı için akışkan yoğunluk konturları 62

Şekil 4.56. KH47-M2 α burun açısında Ma:10 hızı için akışkan yoğunluk konturları detayı 62

Şekil 4.57. KH47-M2 α burun açısında Ma:10 hızı için yüzey sıcaklık dağılımı konturları 63

Şekil 4.58. KH47-M2 α burun açısında Ma:10 hızı için yüzey sıcaklık değişimi grafiği 64

Şekil 4.59. KH47-M2 α burun açısında Ma:10 hızı için yüzey akışkan yoğunluk değişimi grafiği 64

Şekil 4.60. KH47-M2 α burun açısında Ma:10 hızı için dinamik basınç değişimi grafiği 65

Şekil 4.61. KH47-M2 α burun açısında Ma:10 hızı için Mach sayısı değişimi grafiği 65

Şekil 4.62. KH47-M2 α burun açısında Ma:10 hızı için akışkan yoğunluk değişimi grafiği 66

Şekil 4.63. KH47-M2 β burun açısında Ma:6 hızı için dinamik basınç konturları 67

Şekil 4.64. KH47-M2 β burun açısında Ma:6 hızı için dinamik basınç konturları detayı 67

Şekil 4.65. KH47-M2 β burun açısında Ma:6 hızı için Mach sayısı konturları 68

Şekil **Sayfa**

Şekil 4.66. KH47-M2 β burun açısında Ma:6 hızı için Mach sayısı konturları detayı 68

Şekil 4.67. KH47-M2 β burun açısında Ma:6 hızı için akışkan yoğunluğu konturları 69

Şekil 4.68. KH47-M2 β burun açısında Ma:6 hızı için akışkan yoğunluğukonturları detayı 69

Şekil 4.69. KH47-M2 β burun açısında Ma:6 hızı için yüzey sıcaklık dağılımı konturları 70

Şekil 4.70. KH47-M2 β burun açısında Ma:6 hızı için yüzey sıcaklık değişimi grafiği 70

Şekil 4.71. KH47-M2 β burun açısında Ma:6 hızı için yüzey akışkan yoğunluk değişimi grafiği 71

Şekil 4.72. KH47-M2 β burun açısında Ma:6 hızı için dinamik basınç değişimi grafiği 71

Şekil 4.73. KH47-M2 β burun açısında Ma:6 hızı için Mach sayısı değişimi grafiği 72

Şekil 4.74. KH47-M2 β burun açısında Ma:6 hızı için akışkan yoğunluk değişimi grafiği 72

Şekil 4.75. KH47-M2 β burun açısında Ma:8 hızı için dinamik basınç konturları 73

Şekil 4.76. KH47-M2 β burun açısında Ma:8 hızı için dinamik basınç konturları detayı 73

Şekil 4.77. KH47-M2 β burun açısında Ma:8 hızı için Mach sayısı konturları 74

Şekil 4.78. KH47-M2 β burun açısında Ma:8 hızı için Mach sayısı konturları detayı 74

Şekil 4.79. KH47-M2 β burun açısında Ma:8 hızı için akışkan yoğunluğu konturları 75

Şekil 4.80. KH47-M2 β burun açısında Ma:8 hızı için akışkan yoğunluğu konturları detayı 75

Şekil 4.81. KH47-M2 β burun açısında Ma:8 hızı için yüzey sıcaklık dağılımı konturları 76

Şekil 4.82. KH47-M2 β burun açısında Ma:8 hızı için yüzey sıcaklık değişimi grafiği 76

Şekil **Sayfa**

Şekil 4.83. KH47-M2 β burun açısında Ma:8 hızı için yüzey akışkan yoğunluğu değişimi grafiği 77

Şekil 4.84. KH47-M2 β burun açısında Ma:8 hızı için dinamik basınç değişimi grafiği 77

Şekil 4.85. KH47-M2 β burun açısında Ma:8 hızı için Mach sayısı değişimi grafiği 78

Şekil 4.86. KH47-M2 β burun açısında Ma:8 hızı için akışkan yoğunluğu değişimi grafiği 78

Şekil 4.87. KH47-M2 β burun açısında Ma:10 hızı için dinamik basınç konturları 79

Şekil 4.88. KH47-M2 β burun açısında Ma:10 hızı için dinamik basınç konturları detayı 79

Şekil 4.89. KH47-M2 β burun açısında Ma:10 hızı için Mach sayısı konturları 80

Şekil 4.90. KH47-M2 β burun açısında Ma:10 hızı için Mach sayısı konturları detayı 80

Şekil 4.91. KH47-M2 β burun açısında Ma:10 hızı için akışkan yoğunluk konturları 81

Şekil 4.92. KH47-M2 β burun açısında Ma:10 hızı için akışkan yoğunluk konturları detayı 81

Şekil 4.93. KH47-M2 β burun açısında Ma:10 hızı için yüzey sıcaklık dağılımı konturları 82

Şekil 4.94. KH47-M2 β burun açısında Ma:10 hızı için yüzey sıcaklık değişimi grafiği 82

Şekil 4.95. KH47-M2 β burun açısında Ma:10 hızı için yüzey yoğunluk değişimi grafiği 83

Şekil 4.96. KH47-M2 β burun açısında Ma:10 hızı için dinamik basınç değişimi grafiği 83

Şekil 4.97. KH47-M2 β burun açısında Ma:10 hızı için Mach sayısı değişimi grafiği 84

Şekil 4.98. KH47-M2 β burun açısında Ma:10 hızı için akışkan yoğunluk değişimi grafiği 84

Şekil 4.99. KH47-M2 γ burun açısında Ma:6 hızı için dinamik basınç konturları 85

Şekil 4.100. KH47-M2 γ burun açısında Ma:6 hızı için dinamik basınç konturları detayı 85

Şekil **Sayfa**

Şekil 4.101. KH47-M2 γ burun açısında Ma:6 hızı için Mach sayısı konturları 86

Şekil 4.102. KH47-M2 γ burun açısında Ma:6 hızı için Mach sayısı konturları detayı 86

Şekil 4.103. KH47-M2 γ burun açısında Ma:6 hızı için akışkan yoğunluğu konturları 87

Şekil 4.104. KH47-M2 γ burun açısında Ma:6 hızı için akışkan yoğunluğu konturları detayı 87

Şekil 4.105. KH47-M2 γ burun açısında Ma:6 hızı için yüzey sıcaklık dağılımı konturları 88

Şekil 4.106. KH47-M2 γ burun açısında Ma:6 hızı için yüzey sıcaklık değişimi grafiği 88

Şekil 4.107. KH47-M2 γ burun açısında Ma:6 hızı için yüzey akışkan yoğunluk değişimi grafiği 89

Şekil 4.108. KH47-M2 γ burun açısında Ma:6 hızı için dinamik basınç değişimi grafiği 89

Şekil 4.109. KH47-M2 γ burun açısında Ma:6 hızı için Mach sayısı değişimi grafiği 90

Şekil 4.110. KH47-M2 γ burun açısında Ma:6 hızı için akışkan yoğunluğu değişimi grafiği 90

Şekil 4.111. KH47-M2 γ burun açısında Ma:8 hızı için dinamik basınç konturları 91

Şekil 4.112. KH47-M2 γ burun açısında Ma:8 hızı için dinamik basınç konturları detayı 91

Şekil 4.113. KH47-M2 γ burun açısında Ma:8 hızı için Mach sayısı konturları 92

Şekil 4.114. KH47-M2 γ burun açısında Ma:8 hızı için Mach sayısı konturları detayı 92

Şekil 4.115. KH47-M2 γ burun açısında Ma:8 hızı için akışkan yoğunluğu konturları 93

Şekil 4.116. KH47-M2 γ burun açısında Ma:8 hızı için akışkan yoğunluğu konturları detayı 93

Şekil 4.117. KH47-M2 γ burun açısında Ma:8 hızı için yüzey sıcaklık dağılımı konturları 94

Şekil 4.118. KH47-M2 γ burun açısında Ma:8 hızı için yüzey sıcaklık değişimi grafiği 94

Şekil **Sayfa**

Şekil 4.119. KH47-M2 γ burun açısında Ma:8 hızı için yüzey akışkan yoğunluğu değişimi grafiği 95

Şekil 4.120. KH47-M2 γ burun açısında Ma:8 hızı için Mach sayısı değişimi grafiği 95

Şekil 4.121. KH47-M2 γ burun açısında Ma:8 hızı için dinamik basınç değişimi grafiği 96

Şekil 4.122. KH47-M2 γ burun açısında Ma:8 hızı için akışkan yoğunluğu değişimi grafiği 96

Şekil 4.123. KH47-M2 γ burun açısında Ma:10 hızı için dinamik basınç konturları 97

Şekil 4.124. KH47-M2 γ burun açısında Ma:10 hızı için dinamik basınç konturları detayı 97

Şekil 4.125. KH47-M2 γ burun açısında Ma:10 hızı için Mach sayısı konturları 98

Şekil 4.126. KH47-M2 γ burun açısında Ma:10 hızı için Mach sayısı konturları detayı 98

Şekil 4.127. KH47-M2 γ burun açısında Ma:10 hızı için akışkan yoğunluğu konturları 99

Şekil 4.128. KH47-M2 γ burun açısında Ma:10 hızı için akışkan yoğunluğukonturları detayı 99

Şekil 4.129. KH47-M2 γ burun açısında Ma:10 hızı için yüzey sıcaklık konturları 100

Şekil 4.130. KH47-M2 γ burun açısında Ma:10 hızı için yüzey sıcaklık değişimi grafiği 100

Şekil 4.131. KH47-M2 γ burun açısında Ma:10 hızı için yüzey akışkan yoğunluğu değişimi grafiği 101

Şekil 4.132. KH47-M2 17,03 burun açısında 10 Mach hızı için dinamik basınç değişimi grafiği 101

Şekil 4.133. KH47-M2 γ burun açısında Ma:10 hızı için Mach sayısı değişimi grafiği 102

Şekil 4.134. KH47-M2 γ burun açısında Ma:10 hızı için akışkan yoğunluğu değişimi grafiği 102

Şekil 4.135. Ma:6 hızı için dinamik basınç konturları 104

Şekil 4.136. Ma:6 hızı için mach sayısı konturları 104

Şekil 4.137. Ma:6 hızı için akışkan yoğunluk konturları 104

Şekil **Sayfa**

Şekil 4.138. Ma:6 hızı için yüzey sıcaklık değişimi grafiği 104

Şekil 4.139. Ma:8 hızı için dinamik basınç konturları..... 105

Şekil 4.140. Ma:8 hızı için mach sayısı konturları 105

Şekil 4.141. Ma:8 hızı için akışkan yoğunluğu konturları..... 105

Şekil 4.142. Ma:8 hızı için yüzey sıcaklıkları değişimi grafiği 106

Şekil 4.143. Ma:10 hızı için dinamik basınç konturları..... 106

Şekil 4.144. Ma:10 hızı için mach sayısı konturları 106

Şekil 4.145. Ma:10 hızı için akışkan yoğunluğu konturları..... 106

Şekil 4.146. Ma:10 hızı için yüzey sıcaklıkları değişimi grafiği 107

Şekil 4.147. KH47-M2 α burun açısında Ma:6 (sol), Ma:8(orta) ve Ma:10(sağ) hızları için dinamik basınç konturları..... 108

Şekil 4.148. KH47-M2 α burun açısında Ma:6 (sol), Ma:8(orta) ve Ma:10(sağ) hızları için mach sayısı konturları 108

Şekil 4.149. KH47-M2 α burun açısında Ma:6 (sol), Ma:8(orta) ve Ma:10(sağ) hızı için akışkan yoğunluğu konturları 108

Şekil 4.150. KH47-M2 α burun açısında Ma:6 (sol), Ma:8(orta) ve Ma:10(sağ) hızı için yüzey sıcaklık değişimi grafiği..... 109

Şekil 4.151. KH47-M2 β burun açısında burun açısında Ma:6 (sol), Ma:8 (orta) ve Ma:10 (sağ) hızı için dinamik basınç konturları..... 109

Şekil 4.152. KH47-M2 β burun açısında burun açısında Ma:6 (sol), Ma:8 (orta) ve Ma:10 (sağ) hızı için mach sayısı konturları 109

Şekil 4.153. KH47-M2 β burun açısında burun açısında Ma:6 (sol), Ma:8 (orta) ve Ma:10 (sağ) hızı için akışkan yoğunluğu konturları..... 109

Şekil 4.154. KH47-M2 β burun açısında burun açısında Ma:6 (sol), Ma:8 (orta) ve Ma:10 (sağ) hızı için yüzey sıcaklık değişimi grafiği..... 110

Şekil 4.155. KH47-M2 γ burun açısında burun açısında Ma:6 (sol), Ma:8 (orta) ve Ma:10 (sağ) hızı için dinamik basınç konturları..... 110

Şekil 4.156. KH47-M2 γ burun açısında burun açısında Ma:6 (sol), Ma:8 (orta) ve Ma:10 (sağ) hızı için mach sayısı konturları 110

Şekil 4.157. KH47-M2 γ burun açısında burun açısında Ma:6 (sol), Ma:8 (orta) ve Ma:10 (sağ) hızı için akışkan yoğunluğu konturları..... 110

Şekil **Sayfa**

Şekil 4.158. KH47-M2 γ burun açısında burun açısında Ma:6 (sol), Ma:8 (orta) ve Ma:10 (sağ) hızı için yüzey sıcaklık değişimi grafiği..... 111

Şekil 4.159. α (sol), β (orta) ve γ (sağ) burun açıları için Ma:6 hızında şok dalgası açı değişimleri..... 112

Şekil 4.160. α (sol), β (orta) ve γ (sağ) burun açıları için Ma:8 hızında şok dalgası açı değişimleri..... 112

Şekil 4.161. α (sol), β (orta) ve γ (sağ) burun açıları için Ma:10 hızında şok dalgası açı değişimleri..... 113

SİMGELER VE KISALTMALAR

Bu çalışmada kullanılmış simgeler ve kısaltmalar, açıklamaları ile birlikte aşağıda sunulmuştur.

Simgeler	**Açıklamalar**
$\mathbf{E_a}$	Aktivasyon Enerjisi
R	Gaz sabiti
S	Entropi
H	Entalpi
G	Gibbs Serbest Enerjisi
K	Kelvin
T	Sıcaklık
α	38,39˚ derece burun açısı
β	25,76˚ derece burun açısı
γ	17,03˚ derece burun açısı

Kısaltmalar	**Açıklamalar**
CAD	Bilgisayar Destekli Tasarım
HAD	Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği
Ma	Mach Sayısı

1. GİRİŞ

Hipersonik uçuşlar, savunma sanayii ve havacılık teknolojilerindeki en ileri araştırma alanlarından biri olarak hızla gelişmektedir. Hipersonik hızlar, modern mühendislik ve savunma sanayii teknolojilerinde önemli bir araştırma ve geliştirme alanı oluşturmaktadır. Mach 5 ve üzeri hızlarda gerçekleştirilen bu uçuşlar, geleneksel aerodinamik modellerin sınırlarını zorlayarak, yüksek sıcaklık, şok dalgası oluşumu, sıkıştırılabilir akışlar ve kimyasal reaksiyonlar gibi karmaşık fiziksel olayları içerir. Dolayısıyla, hipersonik uçuşların tasarımı, büyük bir mühendislik zorluğu içermektedir ve bu alandaki gelişmeler, yalnızca savunma sanayii için değil, aynı zamanda uzay araştırmaları ve yüksek hızlı taşımacılık için de önemli fırsatlar yaratmaktadır.

Hipersonik hızda gerçekleşen akışların temel özellikleri, geleneksel aerodinamik akışlardan belirgin şekilde farklıdır. Bu farklılıklar, tasarım süreçlerinde büyük zorluklara yol açmaktadır. Hipersonik akışlarda karşılaşılan bazı temel özellikler şunlardır:

Şok Dalgası ve Sıkıştırılabilirlik: Hipersonik hızlarda, araçların etrafında güçlü şok dalgaları oluşur. Bu şok dalgaları, aerodinamik sürükleme kuvvetlerini arttırırken, aynı zamanda yüksek ısıl yüklerin ve termal gerilmelerin oluşmasına neden olur.

Sınır Tabaka ve Türbülans: Hipersonik hızlarda, sınır tabakasının kalınlığı azalırken, türbülans etkileri de önemli hale gelir. Bu, akışın dengesizleşmesine ve yüzeydeki ısı yükünün arttığı bölgelerin oluşmasına yol açar.

Isıl Yükler ve Termal Etkiler: Hipersonik hızlarda, yüksek hızla hareket eden araçların yüzeyleri, sürtünme nedeniyle büyük ısıl yüklerle karşı karşıya kalır. Bu ısıl yükler, malzeme dayanımını zorlar ve tasarımda kullanılan malzemelerin ısıl iletkenliği ve erime noktası kritik faktörlerdir.

Kimyasal Reaksiyonlar ve Gerçek Gaz Davranışı: Bu hızlarda, hava molekülleri arasındaki çarpışmalar daha şiddetli hale gelir ve sonuç olarak kimyasal reaksiyonlar meydana gelebilir. Bu da gazın davranışını gerçek gaz olarak modellemeyi gerektirir.

KH-47M2 "Kinzhal", Rusya tarafından geliştirilmiş bir hipersonik füze sistemidir ve özellikle savunma alanındaki stratejik önemi büyüktür. Kinzhal, Mach 10'a kadar hızlanabilen, yerden havaya ve hava-yer hedeflerine yönelik olarak tasarlanmış bir hava-fırlatmalı hipersonik füzedir. Hipersonik hızda hareket eden bu tür füze sistemlerinin tasarımı, aerodinamik optimizasyon, ısıl yük yönetimi ve malzeme dayanıklılığı açısından önemli zorluklar içermektedir. Bu tezde, KH47-M2 hipersonik füzesinin burun açısındaki değişimlerin, akış karakteristikleri ve yüzey sıcaklık dağılımı üzerindeki etkileri incelenmiştir.

Füzenin burun açısı, akışın genel yapısını, şok dalgasının şeklini ve sınır tabaka davranışını doğrudan etkileyen kritik bir parametredir. Farklı burun açıları, aerodinamik verimliliği, sürükleme kuvvetlerini ve özellikle yüzeydeki ısı yükünü belirleyebilir.

Tezde, üç farklı burun açısına (α:38,39°, β:25,76° ve γ:17,03°) sahip füze modelleri üzerinden ve her bir burun açısının Ma:6, Ma:8 ve Ma:10 hızlarında yapılan HAD analizleri sonucunda, burun açısının aerodinamik verimlilik ve yüzey ısısı üzerindeki etkileri değerlendirilmiştir. Bu bağlamda, şok dalgasının yapısı, basınç dağılımı, yüzey sıcaklıkları ve türbülanslı sınır tabaka kalınlıkları gibi parametreler ayrıntılı şekilde incelenerek, burun geometrisi değişiminin etkilerine yönelik sonuçlar elde edilmiştir.

Tezde kullanılan α burun açısı KH47-M2 Kinzhal füzesinin orijinal açısı olmakla birlikte β ve γ açıları değiştirilmiş açılardır. Açıların belirlenmesinde, küt burun yapısının akışkanlar mekaniği açısından fayda sağlamayacağı bilinci etkili olmuştur. Buradan hareketle daha sivri bir form kazanacak şekilde açılar belirlenmiştir. HAD analizlerinde kullanılan Ma:6, Ma:8 ve Ma:10 hızlarının belirlenmesinde ise Ma:10 hızının KH47-M2 Kinzhal füzesinin ulaşabildiği maksimum hız mertebesi olmasından dolayı seçilmiştir. Ma:6 ve Ma:8 hızları ise Natan Hoffmann ve diğerlerinin yapış olduğu çalışmada Ma:7,7 hızının kullanılmasından hareketle Ma:8 hızı seçilmiştir. Ma:6 hızı ise literatürde hipersonik rejimin Ma:5 ve üzeri hız mertebeleri kabul edilmesinden hareketle Ma:6 hızı HAD analizleri için seçilmiştir.

Bu çalışma, hipersonik füzelerin aerodinamik tasarımında burun açısının önemini vurgularken, FloEFD yazılımının hipersonik akışları modellemedeki yetkinliğini de gözler önüne sermeyi amaçlamaktadır.

2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

Bu bölümde hipersonik akışlar hakkında yapılan çalışmalardan bahsedilmiştir.

Ahmet Selim Durna'nın çalışmasında, hipersonik hızlardaki şok-şok ve şok-sınır tabaka etkileşimlerinin yüzey ısı transferine etkilerini Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) yöntemleriyle incelemektedir. İki açılı rampa geometrisi kullanılarak sürtünmesiz, laminer ve türbülanslı akış modelleri analiz edilmiş; sonuçlar deneysel verilerle karşılaştırılmıştır. Analizler, OpenFOAM yazılımındaki rhoCentralFoam çözücüsü ile gerçekleştirilmiş ve farklı ikinci rampa açıları için akışın zamana bağlı davranışı incelenmiştir. Çalışma, Edney Tip V şok etkileşimlerinin oluşumunu ve bu etkileşimlerin yüzey ısı transferine etkilerini detaylı bir şekilde ortaya koymaktadır [1].

Muharrem Özgün ve Sinan Eyi'nin çalışmasında, hipersonik hızlarda atmosferik geçiş yapan araçlar etrafındaki akış, üç boyutlu Navier-Stokes denklemleri kullanılarak analiz edilmiştir. Analizlerde Newton yöntemi ve analitik Jacobian matris hesaplamaları kullanılmış; AS-202 Apollo uzay aracı geometrisi üzerinde akış parametreleri ve taşınımlı ısı transferi incelenmiştir. Türbülanslı akış analizleri için Spalart-Allmaras modeli tercih edilmiş ve hipersonik uygulamalarda bu modelin güvenilir sonuçlar verdiği gösterilmiştir. Çalışma, hipersonik akışların sayısal simülasyonları için etkili bir HAD kodunun geliştirilmesine katkı sağlamaktadır [2].

Mine Yumuşak ve Sinan Eyi'nin çalışmasında, hipersonik akışların analiz ve tasarımında çok disiplinli bir yaklaşımın önemini vurgulamaktadır. Hipersonik hızlarda oluşan yüksek sıcaklıklar, kimyasal reaksiyonlar ve ısı transferi gibi faktörlerin, aracın aerodinamik performansını etkilediği belirtilmiştir. Çalışmada, geleneksel tasarım yöntemlerinin yetersiz kaldığı ve Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) yazılımlarının doğruluğunun tasarımın güvenilirliği açısından kritik olduğu ifade edilmiştir. Proje kapsamında geliştirilen yazılımların, hipersonik akışların analiz ve tasarımı için ulusal bir yazılım altyapısı oluşturacağı öngörülmektedir [3].

Graham V. Candler yaptığı çalışmada, hipersonik akışlarda meydana gelen hız etkilerini incelemektedir. Yüksek hızlarda, gazların kimyasal reaksiyon hızları, enerji transferi ve

viskoz etkiler gibi faktörlerin akış davranışına olan etkileri detaylandırılmıştır. Çalışma, hipersonik akışların anlaşılmasında önemli olan bu hız etkilerinin, sayısal modelleme ve deneysel çalışmalarla nasıl değerlendirilebileceğini tartışmaktadır [4].

Peyvan, Shukla, Chan, Karniadakis yaptığı çalışmada, hipersonik akışlarda güçlü şok dalgaları ve kimyasal reaksiyonların etkili bir şekilde simülasyonu için yüksek mertebeli sayısal yöntemleri karşılaştırmaktadır. Araştırmada, Entropi Kararlı Ayrık Galerkin Spektral Eleman Yöntemi (ES-DGSEM), Spektral Fark (SD), Akı Rekonstrüksiyonu (FR) ve WENO gibi yöntemler değerlendirilmiştir. ES-DGSEM, yüksek stabilitesi, düşük sayısal salınımları ve reaktif akış rejimlerinde düşük hesaplama maliyeti ile öne çıkmıştır. Bu yöntemin hipersonik Euler denklemlerine uygulanabilirliği, beş bileşenli gaz modeli için yeni entropi koruyucu akıların türetilmesiyle genişletilmiştir. Şok dalgalarının doğru yakalanması için yüksek mertebeli entropi koruyucu akılar, HLLC Riemann çözücüsü ile oluşturulan düşük mertebeli sonlu hacim akılarıyla harmanlanmıştır. Gerçek kimya etkilerinin ideal kimya varsayımlarına göre daha doğru sonuçlar verdiği gösterilmiş ve bu doğrultuda Mutation++ kütüphanesi kullanılarak reaksiyon kaynak terimleri, termodinamik özellikler ve taşıma katsayıları hesaplanmıştır. Sonuçlar, hipersonik akışların doğru modellenmesi için gerçek kimya etkilerinin dikkate alınmasının önemini vurgulamaktadır [5].

Hoskin, Van Heyningen, Nguyen, Vila-Pérez, Harris, Jaime Peraire yaptıkları çalışmada, sıkıştırılabilir akışların sayısal simülasyonunda yüksek mertebeli kesintili Galerkin (DG) yöntemlerinin hipersonik rejimlerdeki uygulamalarını kapsamlı bir şekilde incelemektedir. Çalışma, sıkıştırılabilir Navier-Stokes denklemlerinin DG ayrıklaştırmaları sonucu elde edilen doğrusal sistemlerin çözümünde matris tabanlı ve matris içermeyen yinelemeli yöntemleri tartışmakta, güçlü şok dalgalarının yakalanması için çeşitli şok yakalama tekniklerini ve yüksek mertebeli ağların adaptif iyileştirilmesini ele almaktadır. Ayrıca, hipersonik sınır tabakalarında serbest akış bozulmalarını simüle etmek için sentetik sınır koşulları sunulmaktadır. Çalışmada, yüksek mertebeli DG yöntemlerinin hipersonik laminer akışlarda doğru çözümler sağlayabildiği örneklerle gösterilmekte ve Reynolds sayısı 10.8×10^6 olan genişleyen bir koni etrafındaki hipersonik geçiş akışı ile Reynolds sayısı 3.97×10^6 olan düz bir plaka üzerindeki şok dalgası-sınır tabakası etkileşim akışının doğrudan sayısal simülasyonları sunulmaktadır. Bu simülasyonlar, yüzlerce grafik işlem birimi (GPU) üzerinde gerçekleştirilmiş olup, DG yöntemlerinin yüksek Reynolds sayılarında bile geçiş akışlarını doğrudan çözümleyebildiğini ve geçiş veya türbülans modellerine ihtiyaç

duymadığını göstermektedir. Son olarak, çalışma hipersonik akışlarda hata tahmini, türbülans modelleme ve gerçek gaz etkileri konularındaki perspektiflerini paylaşmaktadır [6].

Raje, Parish, Hickey, Cinnella, Duraisamy yaptıkları bu çalışmada, hipersonik akışlarda türbülans modellemesindeki son gelişmeleri ve mevcut araştırma ihtiyaçlarını kapsamlı bir şekilde incelemektedir. Hipersonik rejimlerde karşılaşılan yüksek sıkıştırılabilirlik, şok/sınır tabaka etkileşimleri, termokimyasal denge dışı durumlar ve ablasyon kaynaklı yüzey pürüzlülüğü gibi karmaşık fiziksel fenomenler, geleneksel Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS) modellerinin yetersizliklerini ortaya koymaktadır. Çalışma, mevcut türbülans modellerinin bu zorluklarla başa çıkmadaki sınırlamalarını vurgulamakta ve özellikle şok kaynaklı ayrılmalar, duvar ısı transferi ve yüzey sürtünmesi gibi mühendislik açısından kritik parametrelerin doğru tahmin edilmesindeki zorluklara dikkat çekmektedir. Ayrıca, makine öğrenimi ve veri odaklı yaklaşımların, yüksek doğruluklu simülasyon verileriyle entegre edilerek türbülans modellerinin geliştirilmesinde potansiyel taşıdığı belirtilmektedir. Sonuç olarak, hipersonik akışlarda türbülans modellemesinin doğruluğunu artırmak için deneysel veri tabanlarının genişletilmesi, yüksek doğruluklu simülasyonların artırılması ve çoklu fiziksel etkileşimlerin daha iyi anlaşılması gerektiği vurgulanmaktadır [7].

Bertin, Cummings. yaptıkları bu çalışmada, hipersonik uçuşun anlaşılmasında karşılaşılan zorlukları ve bu alandaki kritik aerotermodinamik konuları kapsamlı bir şekilde incelemektedir. Yazarlar, mevcut analitik ve sayısal yöntemlerin yanı sıra yer ve uçuş testlerinin hipersonik akışları öngörmedeki yeterliliklerini değerlendirmekte ve bu yöntemlerin tasarım ve analiz süreçlerindeki sınırlamalarını tartışmaktadır. Çalışma, aerotermodinamik eksikliklerin hipersonik araçların tasarım ve analizini nasıl kısıtladığını ele alarak, gelecekteki yetenekler için öngörüleri sunmaktadır. Özellikle, şok dalgası etkileşimleri, sınır tabaka geçişleri, yüksek sıcaklık gaz etkileri ve termokimyasal denge dışı durumlar gibi karmaşık fiziksel süreçlerin doğru bir şekilde modellenmesinin, hipersonik araçların uçuş karakteristiklerinin baştan sona güvenilir bir şekilde tahmin edilmesi için kritik olduğu vurgulanmaktadır [8].

Shang, Yan. yaptıkları bu çalışmada, hipersonik akışların yüksek entalpi koşullarında karşılaştığı karmaşık fiziksel ve kimyasal süreçleri kapsamlı bir şekilde incelemektedir.

Geleneksel mükemmel gaz varsayımlarının yetersiz kaldığı bu rejimde, şok dalgaları nedeniyle oluşan yüksek sıcaklıklar, gazların iyonlaşması, termokimyasal denge dışı reaksiyonlar ve elektromanyetik etkileşimler gibi çok disiplinli fenomenler ön plana çıkmaktadır. Çalışma, bu etkilerin aerodinamik davranış üzerindeki etkilerini analiz etmekte ve klasik aerodinamik teorilerin bu karmaşık süreçleri tam olarak açıklamada yetersiz olduğunu vurgulamaktadır. Ayrıca, hipersonik akışların doğru bir şekilde modellenebilmesi için kuantum fiziği, elektromanyetizma, radyatif ısı transferi ve denge dışı kimyasal kinetik gibi disiplinlerin entegrasyonunun gerekliliğini ortaya koymaktadır. Bu bağlamda, hipersonik akışların anlaşılması ve tahmin edilmesi için çok disiplinli bir yaklaşımın benimsenmesi gerektiği sonucuna varılmaktadır [9]

Hoffmann, Chamarthi, Kakumani. Steven Frankel yaptıkları çalışmada, hipersonik akışlarda geçiş ve türbülans süreçlerini anlamak amacıyla büyük girdap simülasyonu (LES) yöntemlerini kullanarak üç farklı akış senaryosunu incelemektedir. İlk senaryoda, Mach 6 hızında laminer bir sınır tabakası üzerine 4°'lik eğik bir şok dalgasının etkisi araştırılmış ve duvar modeli kullanılarak elde edilen sonuçlar, önceki deneysel ve sayısal çalışmalarla uyumlu bulunmuştur. İkinci senaryoda, Mach 7.7 hızında 15°'lik bir sıkıştırma rampası üzerindeki geçiş akışı incelenmiş ve burada tam türbülansa geçiş gözlemlenmediğinden duvar modeli kullanılmamıştır; elde edilen sonuçlar, deneysel verilerle genel olarak uyumlu olsa da, duvar-normal yönündeki kaba ağ çözünürlüğü nedeniyle bazı tutarsızlıklar gözlemlenmiştir. Üçüncü senaryoda ise, daha yüksek Reynolds sayısına sahip (8.6×10^5) ve tamamen türbülanslı bir akış durumu ele alınmış, bu durumda duvar modeli kullanılmıştır; ancak, ayrılma kabarcığının doğru bir şekilde yakalanamaması ve yeniden yapışma bölgesindeki ısı transferinin fazla tahmin edilmesi gibi bazı sınırlamalar tespit edilmiştir. Çalışma, hipersonik akışların doğru bir şekilde modellenmesi için düşük sayısal saçılım ve dağılma özelliklerine sahip yöntemlerin, hassas süreksizlik algılayıcılarının ve uygun duvar gerilme modellerinin önemini vurgulamaktadır [10].

Mikhailov, Neiland, Sychev, yaptıkları çalışmada, hipersonik akışların viskozite etkilerini inceleyen temel bir çalışmadır. Makale, hipersonik hızlarda akışkanın viskozite özelliklerinin, özellikle sınır tabakalarında nasıl önemli bir rol oynadığını vurgulamaktadır. Yazarlar, hipersonik akışların genellikle yüksek sıcaklık, düşük yoğunluk ve yüksek hızda gerçekleştiği koşullarda, viskozite etkilerinin şok dalgaları, termokimyasal reaksiyonlar ve sınır tabaka etkileşimleri ile nasıl birleştiğini ele almaktadır. Bu çalışma, viskoziteyi dikkate

alarak yapılan teorik modellerin ve sayısal simülasyonların, hipersonik akışların davranışlarını daha doğru bir şekilde tahmin etmede önemli bir araç olduğunu ortaya koymaktadır. Ayrıca, yüksek hızlardaki akışların viskozitesinin, geleneksel laminer ve türbülanslı akış teorilerinden farklı olarak, yeni ve özel bir yaklaşım gerektirdiğini vurgulamaktadır [11].

Ameri, Heidari, Nowruzi, Najafi tarafından yapılan bu çalışmada, hipersonik akışların simülasyonunda kullanılan farklı türbülans modellerinin etkinliğini analiz etmektedir. Çalışma, çeşitli türbülans modellerinin hipersonik akışlarda, özellikle rüzgar tüneli deneylerinde, doğruluğunu ve güvenilirliğini karşılaştırmaktadır. Özellikle, k-ε, k-ω ve RANS tabanlı diğer modellerin, şok dalgası ile etkileşen sınır tabaka akışları üzerindeki etkileri incelenmiştir. Farklı modellerin sonuçları, deneysel verilerle karşılaştırılarak, türbülans modellerinin doğruluğunun akış koşullarına göre değişebileceği ve doğru model seçiminin hipersonik akışların öngörülmesinde kritik bir faktör olduğu vurgulanmıştır. Çalışma, türbülans modelleme stratejilerinin hipersonik uçuş ve aerodinamik tasarım süreçlerindeki önemini ortaya koymaktadır [12].

Tang, Gao yaptıkları çalışmada, hipersonik sınır tabakalarındaki türbülans modelleme doğruluğunu artırmak için sıkıştırılabilirlik düzeltmeleri içeren türbülans modellerinin etkinliğini araştırmaktadır. Çalışmada, geleneksel türbülans modellerinin, özellikle yüksek hızlarda sıkıştırılabilir akışlarda doğruluk açısından sınırlamaları ele alınmıştır. Sıkıştırılabilirlik düzeltmeleri eklenen türbülans modelleri, sınır tabaka özelliklerinin daha doğru bir şekilde tahmin edilmesini sağlamaktadır. Yazarlar, bu düzeltmelerin hipersonik akışlardaki şok dalgaları ve sınır tabakaları arasındaki etkileşimleri daha hassas bir biçimde modellediğini ve bu modellerin hipersonik uçuşlar ve aerodinamik tasarımda kritik rol oynadığını vurgulamaktadır. Çalışma, sıkıştırılabilirlik etkilerinin doğru bir şekilde modellenmesinin, hipersonik akışların aerodinamik özelliklerini güvenilir bir şekilde öngörmek için gerekli olduğunu ortaya koymaktadır [13].

Goldberg, Ramakrishnan yaptıkları bu çalışmada, karmaşık akış koşullarında, özellikle hipersonik akışlarda, karmaşık türbülans modellerinin doğruluğunu araştırmaktadır. Bu çalışmada, k-ε ve k-L türbülans modellerinin birleştirildiği hibrit bir model kullanılmıştır. Yazarlar, bu hibrit modelin, hem düşük Reynolds sayılı akışlar için uygun olan k-ε modelinin özelliklerini, hem de yüksek Reynolds sayılı akışlar için daha doğru sonuçlar veren k-L

modelinin avantajlarını bir araya getirdiğini göstermektedir. Çalışma, hibrit modelin, özellikle şok dalgaları ve sınır tabaka etkileşimlerinin etkili olduğu hipersonik akışlarda, akış özelliklerinin daha doğru tahmin edilmesini sağladığını vurgulamaktadır. Bu yaklaşım, türbülanslı akışların daha güvenilir bir şekilde modellenmesini ve aerodinamik tasarımlarda daha yüksek doğruluk elde edilmesini mümkün kılmaktadır [14].

Erb, Hosder yaptıkları bu çalışmada, süpersonik ve hipersonik hızlarda şok dalgası ile sınır tabakası etkileşimlerini modellemek için kullanılan türbülans modellerinin belirsizliklerini araştırmaktadır. Yazarlar, farklı türbülans modellerinin, özellikle şok dalgaları ile sınır tabakası etkileşimi altında, akışın doğruluğunu nasıl etkilediğini incelemişlerdir. Çalışma, türbülans modellerinin, özellikle hipersonik akışlarda, doğru sonuçlar verebilmesi için dikkate alınması gereken belirsizlik faktörlerini ve bu belirsizliklerin akışın aerodinamik performansı üzerindeki etkilerini ele almaktadır. Ayrıca, çalışma, türbülans model belirsizliklerinin, şok-sınır tabaka etkileşimleri gibi kritik bölgelerde daha büyük etkiler yarattığını ve bu belirsizliklerin çözülmesi gerektiğini vurgulamaktadır. Bu araştırma, doğru ve güvenilir tahminler yapabilmek için model seçiminde dikkatli olunması gerektiğini ortaya koymaktadır [15].

Danis, Durbin yaptıkları bu çalışmada, hipersonik türbülanslı sınır tabaka akışlarının daha doğru modellenebilmesi için k−ω türbülans modellerine sıkıştırılabilirlik düzeltmelerinin eklenmesini incelemişlerdir. Yüksek Mach sayılarında ortaya çıkan yoğunluk ve sıcaklık değişimleri, klasik türbülans modellerinin doğruluğunu sınırlar. Bu çalışmada önerilen sıkıştırılabilirlik düzeltmesi, özellikle şok dalgası-sınır tabakası etkileşimlerinin olduğu bölgelerde ısı transferi, sürtünme katsayısı ve sınır tabaka kalınlığı gibi kritik parametrelerin daha doğru tahmin edilmesini sağlamaktadır. Yazarlar, düzeltmeli modelin deneysel verilerle daha iyi uyum sağladığını ve hipersonik mühendislik uygulamaları için daha güvenilir sonuçlar verdiğini göstermiştir. Bu katkı, yüksek hızlı uçuş sistemleri tasarımı için türbülans modelleme doğruluğunu artıran önemli bir gelişme olarak öne çıkmaktadır [16].

Yoon, Chung tarafından gerçekleştirilen çalışmada, sıkıştırma rampası akışlarında şok dalgası ve türbülanslı sınır tabaka etkileşimlerini daha doğru modellemek amacıyla, geleneksel k-ε türbülans modeline çapraz-difüzyon terimi ekleyerek geliştirilmiş bir versiyonunu sunmaktadır. Çalışmada, bu modifiye edilmiş modelin, özellikle ayrılma bölgesi ve yeniden yapışma noktası gibi kritik bölgelerdeki akış özelliklerini daha hassas bir

şekilde tahmin ettiği gösterilmiştir. Bu iyileştirme, türbülans kinetik enerjisi ve dağılım oranı denklemlerine eklenen çapraz-difüzyon terimi sayesinde elde edilmiştir.

Sonuçlar, modifiye edilmiş k-ε modelinin, sıkıştırma rampası gibi yüksek hızlı akışlarda şok dalgası ve sınır tabaka etkileşimlerini daha doğru temsil ettiğini ve bu tür akışların sayısal simülasyonlarında daha güvenilir sonuçlar sağladığını ortaya koymaktadır [17].

Relation tarafından 1993 yılında Virginia Tech'te sunulan yüksek lisans tezi çalışmasında, Chen, Kim tarafından önerilen modifiye edilmiş k-ε türbülans modelinin, endüstriyel gaz türbini yanma odası geometrilerinde uygulanabilirliğini değerlendirmektedir.

Standart k-ε modeli, girdaplı ve geri akışlı akışlarda, özellikle gaz türbini yanma odası gibi karmaşık geometrilerde, akış özelliklerini doğru tahmin etmede yetersiz kalmaktadır. Chen ve Kim'in modifikasyonu, türbülans kinetik enerjisi dağılım denklemlerine eklenen çapraz-difüzyon terimi ile bu eksiklikleri gidermeyi amaçlamaktadır.

Çalışmada, modifiye edilmiş k-ε modeli, endüstriyel gaz türbini yanma odasının temel akış özelliklerini içeren iki farklı brülör test durumuna uygulanmıştır. Bu modifikasyon, ticari bir hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) yazılımına entegre edilmiştir. Sonuçlar, modifiye edilmiş modelin, her iki test durumunda da birincil merkez hattı geri akış bölgesinin konumunu, şeklini ve boyutunu daha doğru tahmin ettiğini göstermiştir. Ayrıca, standart k-ε modelinin girdaplı ve eksenel hız gradyanlarını yayma eğilimi, Chen modifikasyonu ile korunmuştur. Yüksek kesme bölgelerinde türbülanslı girdap viskozitesinin aşırı tahmin edilmesi, bu modifikasyon sayesinde kontrol altına alınmıştır [18].

3. HİPERSONİK AKIŞLARIN ÖZELLİKLERİ VE MODELLENMESİ

Bu bölümde iki başlık altında hipersonik akışların karakteristik özellikleri ve modellenmesi hususları ele alınmıştır.

3.1. Hipersonik Akışların Özellikleri

Hipersonik akışlar, genellikle Mach 5 ve üzerindeki hızlarda gerçekleşen yüksek hızlı gaz akışlarıdır ve aerodinamik, termodinamik ve kimyasal süreçlerin bir arada etkili olduğu karmaşık bir rejimi temsil eder. Bu hız aralığında, şok dalgaları çok güçlü hale gelir ve akıştaki sıcaklıklar önemli ölçüde artar. Bu nedenle, klasik aerodinamik varsayımlar örneğin mükemmel gaz davranışı veya sabit özgül ısı oranı gibi varsayımlar yetersiz hale gelir ve özel fiziksel ve kimyasal fenomenler ön plana çıkar. Yüksek sıcaklıkların etkisiyle, gaz moleküllerinin ayrışması, iyonlaşma gibi termokimyasal süreçler ortaya çıkar [20].

Bu akışlarda şok dalgası-sınır tabaka etkileşimi kritik bir rol oynar. Şoklar, sınır tabakanın yapısını değiştirerek akışta ayrılmalar, yeniden yapışmalar ve ısı transferinde büyük artışlar yaratabilir. Bu durum, hipersonik uçuş sistemleri için özellikle yüzey sıcaklıkları açısından büyük önem taşır. Ayrıca, sınır tabakanın geçiş rejimi (laminerden türbülansa) yüksek entalpi nedeniyle daha karmaşık hale gelir ve doğru modelleme için gelişmiş türbülans modellerine ihtiyaç duyulur.

Hipersonik rejimlerde gaz sıkıştırılabilirliği son derece belirgindir. Yoğunluk, sıcaklık ve basınçtaki ani değişiklikler, şok dalgalarının arkasında ve sınır tabakada dikkate değer bir şekilde hissedilir. Bu nedenle, sıkıştırılabilirlik düzeltmeleri içeren türbülans modelleri, hipersonik akışların daha doğru bir şekilde simüle edilmesinde kilit rol oynar. Aynı zamanda, bu tür akışlarda ısı iletimi, viskoz etkiler ve kimyasal reaksiyonlar birlikte etki eder ve aerodinamik kuvvetlerin hesaplanmasında kritik rol oynar.

Son olarak, hipersonik akışların modellenmesi yalnızca aerodinamik analizle sınırlı değildir; bu akışlar çok disiplinli bir yaklaşım gerektirir. Termokimyasal denge dışı reaksiyonların, iyonlaşmanın, radyasyonla ısı transferinin ve yüksek sıcaklık etkilerinin birlikte ele alınması gerekir. Bu nedenle, hipersonik mühendislik problemleri genellikle aerotermodinamik,

malzeme bilimi, yapısal analiz ve kontrol mühendisliğinin kesişiminde yer alır. Bu özellikler, hipersonik akışları hem bilimsel hem de teknolojik olarak oldukça zorlu ancak ilgi çekici bir araştırma alanı haline getirir. Devam eden bölümde hipersonik akışların karakteristik özellikleri detaylı bir şekilde ele alınmıştır;

3.1.1. Şok dalgaları ve sınır tabaka etkileşimleri

Hipersonik hızlarda, araç yüzeylerinde güçlü şok dalgaları oluşur. Bu şoklar, sınır tabaka ile etkileşerek akış ayrılmalarına, yeniden yapışmalara ve yüksek ısı transferine neden olabilir. Özellikle şok-şok ve şok-sınır tabaka etkileşimleri, yüzeydeki basınç ve sıcaklık dağılımlarını önemli ölçüde etkiler. Bu etkileşimler, araç yapısında termal gerilmelere ve potansiyel yapısal hasarlara yol açabilir. Örneğin, iki açılı rampa geometrilerinde yapılan çalışmalar, belirli bir açı eşiğinin üzerinde akışın zamana bağlı periyodik davranışlar sergilediğini ve bu durumun tasarımda dikkate alınması gerektiğini göstermiştir.

3.1.2. Termokimyasal denge dışı etkiler

Yüksek sıcaklıklar nedeniyle, hipersonik akışlarda hava molekülleri ayrışabilir ve iyonlaşabilir. Bu termokimyasal denge dışı durumlar, gazın termofiziksel özelliklerini değiştirerek aerodinamik kuvvetleri ve ısı transferini etkiler. Ayrıca, bu reaksiyonlar ısı kalkanlarının ve termal koruma sistemlerinin tasarımını doğrudan etkiler. Bu nedenle, hipersonik araç tasarımında termokimyasal modellerin doğru bir şekilde entegre edilmesi büyük önem taşır.

3.1.3. Sıkıştırılabilirlik ve türbülans özellikleri

Hipersonik akışlarda sıkıştırılabilirlik etkileri belirgindir. Yoğunluk, basınç ve sıcaklık değişimleri, akışın davranışını karmaşıklaştırır. Ayrıca, türbülans modellemesi hipersonik rejimde özel zorluklar içerir. Şok dalgası-sınır tabaka etkileşimleri, türbülansın yapısını ve gelişimini etkileyerek, geleneksel türbülans modellerinin yetersiz kalmasına neden olabilir. Bu nedenle, hipersonik akışlar için özel olarak geliştirilmiş türbülans modelleri ve sıkıştırılabilirlik düzeltmeleri gereklidir.

3.1.4. Çok disiplinli tasarım ve hesaplamalı analiz gereksinimi

Hipersonik araçların tasarımı, aerodinamik, termal, yapısal ve kimyasal disiplinlerin entegrasyonunu gerektirir. Yüksek hızlarda, araç yüzeyindeki ısı transferi, malzeme dayanımı ve aerodinamik performans birbirine bağlıdır. Bu nedenle, tasarım sürecinde Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) yöntemleri, termokimyasal analizler ve yapısal simülasyonlar birlikte kullanılmalıdır. Ayrıca, hipersonik akışların deneysel olarak incelenmesi zorluklar içerdiğinden, sayısal simülasyonlar tasarım sürecinde kritik bir rol oynar.

Bu özellikler, hipersonik akışların anlaşılmasını ve hipersonik araçların tasarımını karmaşıklaştırmaktadır. Ancak, bu zorlukların üstesinden gelmek için geliştirilen ileri düzey modelleme ve simülasyon teknikleri, hipersonik teknolojilerin ilerlemesine katkı sağlamaktadır.

3.2. Hipersonik Akışların Modellenmesi

Günümüzde Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) çözücüleri birçok mühendislik probleminde hızlı ve güvenilir sonuçlar almak için yaygın bir şekilde kullanılmaktadır. Özellikle deneysel olarak incelenmesi veya araştırılması zor problemlerde HAD çözümleri kullanmak bilim dünyası açısından vazgeçilmez olmuştur. Hipersonik çalışmalar da deneysel olarak araştırılması ve incelenmesi çok zor alanlardan birisidir. Dolayısıyla hipersonik mertebelerde yapılan araştırmalar ve incelemeler için HAD analizleri oldukça önemlidir. Bu ihtiyaç ve gereklilik Hipersonik mertebede çözümler yapacak HAD çözücüleri doğurmuştur. Bu alanda çalışmalar ve iyileştirmeler halen devam etmektedir.

3.2.1. Kullanılan HAD çözücüsü ve model detayları

Bu çalışmada SIEMENS SIMCENTER FloEFD® yazılımı kullanılmıştır. Kullanılan çözücüye ait spesifik bilgiler bu bölümde anlatılmıştıt. FloEFD® yazılımına dair kullanılan denklemler ve çözücü algoritmasına ilişkin detaylar Ek-1 ve Ek-2’ de verilmiştir.

Hipersonik modülün temel özellikleri

- Mach 30'a Kadar Akış Simülasyonu: Bu modül, Mach 30'a kadar olan hipersonik akışların simülasyonunu destekler. Bu, uzay araçları, hipersonik füzeler ve yüksek hızlı uçaklar gibi uygulamalar için kritik öneme sahiptir.
- Kimyasal Denge ve İyonlaşma: Yüksek sıcaklıklarda meydana gelen gaz ayrışması ve iyonlaşma gibi kimyasal denge süreçlerini modelleyerek, hipersonik akışların termokimyasal etkilerini doğru bir şekilde analiz etmenizi sağlar.
- Gelişmiş Türbülans Modelleri: Hipersonik akışlarda karşılaşılan sınır tabaka geçişleri ve şok dalgası etkileşimleri gibi karmaşık türbülans fenomenlerini modellemek için gelişmiş türbülans modelleri sunar.
- Otomatik Kafesleme (Mesh) ve SmartCells™ Teknolojisi: FloEFD'nin SmartCells™ teknolojisi, karmaşık geometrilerde bile hassas sonuçlar elde etmek için otomatik ve optimize edilmiş kafesleme imkanı sunar. Bu, hipersonik uygulamalarda kritik olan hassasiyet ve hız dengesini sağlar.
- FloEFD'nin hipersonik akışlar ve türbülans modelleme ile ilgili daha özel ve derinlemesine bilgi vermek gerekirse şu şekilde detaylandırılabilir.

FloEFD ve Türbülans modeli (K-ε modeli modifikasyonu)

FloEFD, hipersonik akışlar için modifiye edilmiş k-ε türbülans modelini kullanarak türbülanslı akışların daha doğru bir şekilde simüle edilmesini sağlar. Bu türbülans modeli, özellikle şok dalgaları, duvar yakınlarındaki sınır tabakaları ve yüksek hızlarda meydana gelen akış bozulmalarını hesaba katar.

K-ε Modelinin modifikasyonu (hipersonik koşullar)

Hipersonik hızlar, geleneksel türbülans modellerinin doğruluğunu düşürebilir çünkü akışın sıkıştırılabilir özellikleri, şok dalgaları ve termokimyasal süreçler gibi faktörler daha belirgin hale gelir. FloEFD' nin modifiye edilmiş k-ε modelindeki temel değişiklikler:

Yüksek Mach sayıları: Yüksek hızda akışın sıkıştırılabilirliği daha belirgindir ve geleneksel türbülans modelleri bu etkileri genellikle yetersiz hesaplar. FloEFD' nin modelinde bu, daha doğru bir sıkıştırılabilir akış modellemesi ile telafi edilir.

Sınır tabakasındaki türbülans etkisi: FloEFD' nin duvar fonksiyonları, yüksek Reynolds sayıları için optimize edilmiştir ve duvar yakınındaki bölgedeki türbülanslı davranışları doğru şekilde modellemek için iki ölçekli duvar fonksiyonu kullanılır.

Sınır tabakasındaki şok etkileri: Hipersonik hızlarda şok dalgası etkileşimi duvar tabakasına yakın bölgelerde türbülans etkilerini ciddi şekilde değiştirebilir. FloEFD, bu tür etkileşimleri modelleyerek şok-sınır tabaka etkileşimlerini doğru şekilde tahmin eder.

Termal sınır katmanları ve ısı transferi

Hipersonik hızlarda ısı transferi çok önemli bir faktördür. Sınır tabakası boyunca oluşan ısı yükleri ve sürtünme etkileri, yapının termal yönetimi için kritik rol oynar. FloEFD, modifiye edilmiş türbülans modelleri ile bu etkileşimleri doğru bir şekilde simüle eder, bu sayede ısı kalkanı tasarımı ve termal dayanıklılık gibi uygulamalar için önemli veriler elde edilir.

Şok dalga ve sınır tabaka etkileşimlerinin modellemesi

Hipersonik akışlarda şok dalgaları ve sınır tabakası etkileşimleri akışın dinamiklerini büyük ölçüde etkiler. FloEFD, bu tür etkileşimleri doğru şekilde modellemek için özel teknikler kullanır:

Şok dalga - sınır tabaka etkileşimi (Shock-Boundary Layer Interaction, SBLI)

- SBLI: Bu etkileşim, hipersonik hızlarda sıkça karşılaşılan bir fenomen olup, şok dalgaları sınır tabakasına çarptığında, akışın türbülanslı özellikleri değişebilir. Bu durumun doğru modellenmesi gereklidir çünkü şok dalgaları, akışın hızını, yoğunluğunu ve sıcaklığını aniden değiştirir.

FloEFD, SBLI'yi modellemek için: Şok dalgasının sınır tabakasına çarptığı noktalarda yüksek doğruluklu mesh yoğunluğu ve akışkanın hız profilleri dikkate alınarak çözümleme yapar.

Shock-capturing methods (şok tutma yöntemleri)

FloEFD, şok dalgalarını tutma ve yönlendirme konusunda yüksek doğruluk sağlar. Bu, şok dalgalarının akış üzerindeki etkilerini doğru şekilde modellemek için çok önemlidir. Şokların, akışın sıvı ve gaz fazlarını nasıl etkilediğini anlamak, hipersonik araçlar için aerodinamik tasarımlar yapmak için kritik öneme sahiptir.

Kimyasal reaksiyonlar ve termokimyasal denge

Hipersonik hızlarda, akış genellikle çok yüksek sıcaklıklarda gerçekleşir, bu da gaz moleküllerinin iyonlaşmasına ve kimyasal ayrışmaya neden olabilir. FloEFD, kimyasal denge dışı akışları modellemek için gelişmiş bir yaklaşım benimser.

3.2.2. FloEFD'nin temel aldığı matematiksel modeller

Navier-Stokes denklemleri ve akışkanlar mekaniği (momentum, kütle ve enerji denklemleri)

Navier-Stokes denklemleri[21], akışkanın hareketini ve enerji iletimini tanımlayan temel denklemleridir. FloEFD, sıkıştırılabilir ve türbülanslı akışları modellemek için bu denklemleri kullanır.

Momentum denklemi (navier-stokes):

Bu denklem, bir akışkanın hız vektöründeki değişiklikleri ve ona etki eden kuvvetleri ifade eder. FloEFD, bu denklemi çözerek akışkanın hız profilini ve basınç değişimlerini hesaplar. Denklemin matematiksel ifadesi şu şekildedir:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}\left[\rho u_i u_j + p\delta_{ij} - \tau_{ji}\right] = 0 \qquad (3.1)$$

Bu denklem, akışkanın hareketine bağlı olarak momentum (hareket miktarı) korunumu sağlar ve akışkanın farklı bölgelerinde hız, basınç ve yoğunluk ilişkilerini belirler.

Kütle korunumu denklemi

Kütle korunumunu sağlayan denklem şu şekildedir:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) = 0 \tag{3.2}$$

Bu denklem, kütlenin kaybolmaması gerektiğini ifade eder. Akışkanın yoğunluğu ve hızının zamana bağlı değişimi dikkate alınarak akışkanın her noktada kütlesinin sabit tutulmasını sağlar.

Enerji denklemi:

Enerji denklemi, akışkanın iç enerjisini ve buna bağlı olarak sıcaklık ve basınç değişimlerini hesaplamak için kullanılır:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho e_0) + \frac{\partial}{\partial x_j}[\rho u_j e_0 + u_j p + q_j - u_i \tau_{ij}] = 0 \tag{3.3}$$

Sıkıştırılabilir akışlar ve euler denklemleri

FloEFD, sıkıştırılabilir akışları doğru şekilde modellemek için Euler denklemlerini kullanır. Bu denklemler, akışkanın yoğunluğu, hız ve basınç değişimlerini dikkate alır.

Euler denklemleri şu şekilde ifade edilebilir:

Kütle denklemi:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}\left(\rho u_j\right) = 0 \tag{3.4}$$

Momentum denklemi:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j + p\delta_{ij}) = 0 \quad (3.5)$$

Enerji denklemi:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \frac{\partial}{\partial x_j}[(\rho E + p)u_j] = 0 \quad (3.6)$$

$$E = \frac{\gamma p}{\gamma - 1} + \frac{1}{2}\rho|u|^2 \quad (3.7)$$

$$p = \rho RT \quad (3.8)$$

Bu denklemler, sıkıştırılabilir akışların şok dalgaları, buharlaşma, katılaşma ve diğer termodinamik süreçlerini simüle etmek için kullanılır.

Türbülans modelleri: K-ε modeli ve modifikasyonları

K-ε türbülans modeli, FloEFD'de türbülanslı akışları modellemek için en yaygın kullanılan yöntemlerden biridir. Ancak, hipersonik hızlarda ve yüksek Reynolds sayılarında türbülans daha karmaşık hale gelir. Bu nedenle, FloEFD, modifiye edilmiş k-ε modelini kullanarak türbülansın etkilerini daha doğru şekilde hesaplar.

K-ε Modelinin temel matematiksel modeli:

K-ε modelinin temel denklemleri şunlardır:

- Kinetik Türbülans Enerjisi (k) Denklemi:

$$\frac{\partial \rho k}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i k) = \frac{\partial}{\partial x_i}\left(\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k}\right)\frac{\partial k}{\partial x_i}\right) + S_k \quad (3.9)$$

- Türbülans Dağılım Hızı (ε) Denklemi:

$$\frac{\partial \rho \epsilon}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i \varepsilon) = \frac{\partial}{\partial x_i}\left(\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon}\right)\frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i}\right) + S_\varepsilon \quad (3.10)$$

$$S_k = \tau_{ij}^R \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \rho\varepsilon + \mu_t P_B \quad (3.11)$$

$$S_\varepsilon = C_{\varepsilon 1}\frac{\varepsilon}{k}\left(f_1 \tau_{ij}^R \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \mu_t C_B P_B\right) - C_{\varepsilon 2} f_2 \frac{\rho \varepsilon^2}{k} \quad (3.12)$$

$$P_B = -\frac{g_i}{\sigma_B}\frac{1}{\rho}\frac{\partial \rho}{\partial x_i} \quad (3.13)$$

$$f_1 = 1 + (\frac{0{,}05}{f_u})^3 \quad (3.14)$$

$$f_2 = 1 - \exp(-R_T^2) \quad (3.15)$$

$C\mu = 0.09$, $C\varepsilon_1 = 1.44$, $C\varepsilon_2 = 1.92$, $\sigma\ \varepsilon = 1.3$, $\sigma_k = 1$

Modifikasyonlar: FloEFD, bu modeli hipersonik akışlar için modifiye eder. Özellikle şok dalgalarının, sınır tabakalarının ve yüksek Mach sayılarının etkilerini daha iyi simüle edebilmek için, türbülans kinetik enerjisinin (k) ve türbülansın dağılım hızının (ϵ) hesaplamasında parametrelerde özel değişiklikler yapılır.

Kimyasal reaksiyonlar ve termokimyasal denge

Hipersonik hızlarda, akışın sıcaklıkları çok yüksek olur, bu da kimyasal reaksiyonların başlatılmasına yol açar. FloEFD, kimyasal ayrışma ve iyonlaşma gibi fenomenleri simüle edebilmek için termokimyasal denklemleri kullanır.

Kimyasal reaksiyonlar ve termokimyasal denge

FloEFD, hipersonik akışlar için kimyasal reaksiyonları ve termodinamik dengeyi simüle etmek üzere birkaç ana bileşen kullanır. Bu bileşenler şunlardır:

Kimyasal Reaksiyonlar: Hipersonik hızlarda, özellikle şok dalgası bölgelerinde ve yüksek sıcaklık etkilerinde kimyasal reaksiyonlar önemli rol oynar. Bu reaksiyonlar, akışkanın bileşimini değiştirebilir ve buna bağlı olarak akışın özellikleri (sıcaklık, basınç, hız) değişir.

Termodinamik Denge: Akışta kimyasal bileşiklerin termodinamik dengeye ulaşması, özellikle yüksek hızda ısınan akışkanlarda, kritik öneme sahiptir. Bu denge, reaksiyon oranları ve reaksiyon sonuçları üzerinde etkili olabilir.

FloEFD bu karmaşık süreçleri modellemek için termodinamik denge hesaplamaları ve kimyasal kinetik modeller kullanır. Şimdi, FloEFD'de kimyasal reaksiyonları ve termokimyasal dengeyi nasıl modellediğine dair daha spesifik bilgiler verelim.

FloEFD'de kimyasal reaksiyonların modellenmesi

Kimyasal reaksiyonlar genellikle yüksek sıcaklıklarda, özellikle hipersonik akışlarda belirginleşir. FloEFD, kimyasal reaksiyonları ve türbülanslı akışları modellemek için birkaç temel yaklaşım kullanır.

Kimyasal reaksiyon kinetiği

Kimyasal reaksiyonların hızları ve dinamikleri, kimyasal kinetik modellemeye dayanır. FloEFD, kimyasal reaksiyonları modellemek için genellikle arayüzey reaksiyonları ve reaksiyon oranlarını içerir. Bu reaksiyonlar genellikle belirli türlerin (örneğin, oksijen, azot, karbon dioksit, azot oksitleri) birbirleriyle etkileşime girerek yeni bileşikler oluşturması şeklinde ifade edilir.

Kimyasal reaksiyonlar için FloEFD'de genellikle aşağıdaki adımlar takip edilir:

Reaksiyonlar için Hız Sabitlerinin Belirlenmesi: Her kimyasal reaksiyon için belirli hız sabitleri vardır. FloEFD, bu sabitleri Arrhenius denklemi veya Lind-Jensen formülleri gibi modellerle hesaplar:

Çizelge 3.1. Arrhenius denklemi

$\ln(k) = \ln(Ae^{\frac{-E_a}{RT}})$	A: Çarpan faktörü
	E_a: Aktivasyon enerjisi
	R: Gaz sabiti
	T: Sıcaklık

Reaksiyon Denklemleri: FloEFD, akışkanın bileşenleri arasındaki kimyasal etkileşimleri tanımlar. Örneğin, oksijen ve nitrojenin reaksiyona girerek NO (azot oksit) üretmesi gibi.

$$N_2 + O_2 \rightarrow 2NO \quad (3.16)$$

Bu denklemler, akıştaki kimyasal türlerin dönüşüm oranlarını belirler.

Kimyasal Reaksiyonun Termodinamik Eşdeğeri: Her kimyasal reaksiyon, belirli sıcaklık ve basınç koşullarında termodinamik dengeye ulaşır. FloEFD, akışın bu dengeye nasıl ulaşacağını modelleyebilir ve reaksiyon hızlarını buna göre ayarlayabilir.

Kimyasal denge ve termodinamik hesaplamalar

Hipersonik hızlarda, akışkan genellikle çok yüksek sıcaklıklara ulaşır. Bu, kimyasal reaksiyonların hızını ve türlerin derişimini etkiler. FloEFD, kimyasal dengeyi termodinamik denge hesaplamaları kullanarak modelleyebilir.

Kimyasal denge, belirli sıcaklık ve basınç koşullarında, sistemdeki kimyasal türlerin konsantrasyonlarının sabit bir oranı ulaşacağı durumu ifade eder.

FloEFD, sıcaklık, basınç ve kimyasal bileşen derişimleri gibi faktörleri kullanarak bu dengeyi simüle eder.

FloEFD'de, Reaktionsgleichgewicht (reaksiyon dengelemesi) modelleme, kimyasal reaksiyonların hızlarını ve yönelimlerini doğru şekilde hesaplamak için kullanılır.

Termodinamik modeller ve denge durumları

FloEFD'deki termodinamik denge modellemesi, hipersonik hızlarda özellikle önemli hale gelir. Akışta sıcaklıkların çok yüksek olması nedeniyle, kimyasal bileşiklerin denge durumu da değişir. FloEFD, aşağıdaki termodinamik parametrelerle bu dengeyi çözebilir:

Eşdeğer kimyasal potansiyel ve gibbs serbest enerjisi

FloEFD, kimyasal türlerin termodinamik dengeye ulaşırken, Gibbs serbest enerjisi ve kimyasal potansiyelleri gibi termodinamik kavramları kullanarak dengeyi modelleyebilir. Gibbs serbest enerjisi şu şekilde hesaplanır:

Çizelge 3.2. Gibbs denklemi

$G = H - (TxS)$	G: Gibbs serbest enerjisi
	H: Entalpi
	T: Sıcaklık
	S: Entropi

Bu hesaplama, sistemdeki kimyasal reaksiyonların spontane olup olmadığını belirler ve denge sabitlerini hesaplamak için kullanılır.

Hassasiyet hesaplamaları

FloEFD, kimyasal reaksiyonların sıcaklık ve basınç ile nasıl değiştiğini modellemek için hassasiyet analizleri yapar. Bu, hipersonik akışlarda şok dalgası gibi yüksek sıcaklık bölgelerinde kimyasal bileşenlerin nasıl değiştiğini simüle etmek için gereklidir.

FloEFD, kimyasal reaksiyonların reaksiyon hızını, eşdeğer sıcaklık ve basınç koşullarına bağlı olarak hesaplar.

Kimyasal türlerin denge durumu, akışın her bölgesinde termal denge ve reaksiyon dengesine göre çözümlenir.

FloEFD'de kimyasal reaksiyonların entegre edilmesi

FloEFD, kimyasal reaksiyonları akış simülasyonlarına entegre ederken aşağıdaki adımları takip eder:

Çeşitli Kimyasal Türlerin Tanımlanması: FloEFD, farklı kimyasal bileşiklerin (örneğin O_2, N_2, NO, CO_2) özelliklerini içerir ve bunların birbirleriyle nasıl etkileşime girdiğini tanımlar.

Hız Sabiti Modelleri: Kimyasal reaksiyonlar için hız sabitlerinin hesaplanması ve bu sabitlere göre reaksiyon hızlarının modellenmesi.

Denge Sabiti Hesaplamaları: Termodinamik denge sabitlerinin hesaplanması, akışın her noktasındaki kimyasal bileşiklerin denge durumunu bulmak için kullanılır.

Yüksek hızda akış ve şok dalga çözümü

Hipersonik hızlarda akışın dinamikleri büyük ölçüde değişir. FloEFD, şok dalgalarını ve bu dalgaların sınır tabakalarına etkisini doğru bir şekilde çözmek için gelişmiş algoritmalar kullanır.

Hipersonik akışlar genellikle Mach 5 ve üzerindeki hızlarda gerçekleşir ve burada şok dalgalarının, sınır tabakalarının ve ısıl etkilerin etkisi çok büyüktür. FloEFD bu karmaşık akışları modellemek için Navier-Stokes denklemleri, Euler denklemleri, enerji denklemleri ve adaptif mesh teknolojisi gibi bir dizi matematiksel model kullanır. Bu modeller, akışın ve şok dalgalarının etkilerini detaylı bir şekilde çözmek için birleştirilir.

FloEFD, akışta şok dalgası gibi hızlı değişim gösteren bölgelerde bu denklemleri daha hassas bir şekilde çözmek için adaptif mesh teknolojisini kullanır.

FloEFD, hipersonik hızlar için Euler denklemlerini kullanarak, sıkıştırılabilir akışları çözmekte kullanır. Euler denklemleri, akışın şok dalgaları gibi karmaşık özellikleri içerdiği durumlarda özellikle faydalıdır.

Euler denklemleri, Navier-Stokes denklemleri ile benzer olsa da, viskozite terimlerini içermezler. Bu nedenle, akışın laminer olduğu, şok dalgası veya buharlaşma/yoğunlaşma gibi fenomenlerin olduğu yerlerde kullanılır.

Şok dalgalarının modellenmesi

FloEFD, şok dalgalarını doğru bir şekilde modellemek için şok yakalama tekniklerini kullanır. Şok dalgası, yüksek hızdaki akışta, akışın yoğunluğunu, sıcaklığını ve basıncını dramatik bir şekilde değiştirir. Şok dalgalarının modelleri genellikle şu şekilde açıklanır:

Şok yakalama (Shock Capturing)

FloEFD, şok dalgalarını yakalamak için özel bir algoritma kullanır. Bu, akışın şok dalgası gibi ani değişimlerin olduğu bölgelerde, doğru ve stabil çözüm elde edilmesini sağlar.

Şok dalgası ve yüzey etkileşimi

Şok dalgası ve yüzey etkileşimi: Hipersonik hızlarda, şok dalgaları yüzeylere çarptığında, ciddi ısınma, yüksek basınç ve türbülans gibi etkiler meydana gelir. FloEFD bu etkileşimi çözebilmek için şok dalgasının etkilerini akışkanın tüm alanına düzgün bir şekilde yayar.

Şok dalga geçişi

Şok dalgalarının geçişi, akışkanın sıcaklık ve hızında keskin değişimlere yol açar. FloEFD, Euler denklemleri ile bu geçişleri doğru bir şekilde hesaplar.

Adaptif mesh teknolojisi (SmartCells™)

FloEFD, şok dalgaları gibi ani değişim gösteren bölgelerde çözüm doğruluğunu artırmak için adaptif mesh teknolojisini kullanır. Bu teknoloji, mesh yoğunluğunu dinamik olarak arttırarak, yüksek doğrulukta sonuçlar elde edilmesini sağlar.

Adaptif mesh ve şok dalgası yakalama

Şok dalgaları ve sınır tabakasının etkileşim bölgesinde mesh yoğunluğu artırılır. Bu, şok dalgalarının ve sınır tabakalarının akış üzerindeki etkilerinin doğru bir şekilde çözülmesine olanak tanır.

Mesh yenileme

FloEFD, akışın dinamik koşullarına göre mesh yenileme yaparak çözüm alanındaki karmaşık bölgelerde çözüm doğruluğunu artırır.

Isı transferi ve termal eşitlik

Hipersonik hızlarda, şok dalgaları ve sürtünme etkisiyle ısı transferi önemli bir rol oynar. FloEFD, bu yüksek sıcaklık bölgelerini doğru bir şekilde modellemek için enerji denklemleri kullanır.

Isı geçişi

Isı transferi ve ısıl stres, şok dalgalarının etkisiyle önemli değişimler gösterir. FloEFD, enerji denklemlerini kullanarak, şok dalgalarının ısı üzerindeki etkilerini simüle eder.

Isı yükü ve sıcaklık profili

FloEFD, şok dalgası geçişinden sonra yüzeyde oluşan yüksek sıcaklıkları ve ısıl stres'i hesaplar. Şok dalgası ve sınır tabakasının etkileşimi, yüzeydeki sıcaklık dağılımını büyük ölçüde değiştirir.

Adaptif mesh teknolojisi (SmartCells™)

FloEFD, karmaşık akış modelleri için adaptif mesh teknolojisi kullanır. Bu teknoloji, akışın dinamik koşullarına göre mesh yoğunluğunu dinamik olarak artırır. Bu, şok dalgaları ve sınır tabakasına yakın bölgelerde daha hassas hesaplamalar yapabilmeyi sağlar.

FloEFD'nin SmartCells™ teknolojisi, özellikle karmaşık CAD geometrilerinde yüksek doğrulukta sonuçlar elde etmek için geliştirilmiş, adaptif ve kartezyen tabanlı bir mesh (ağ) çözümleme sistemidir. Bu teknoloji, geleneksel HAD yazılımlarında karşılaşılan manuel mesh oluşturma süreçlerini otomatikleştirerek, mühendislik analizlerini daha hızlı ve verimli hale getirir.

Kartesyen mesh ve ımmersed boundary yöntemi

FloEFD, kartesyen (düzenli) ağ yapısı kullanır ve "Immersed Boundary" (gömülü sınır) yöntemini uygular. Bu sayede, bir hücre hem katı hem de akışkan bölgeleri aynı anda içerebilir. Örneğin, bir hücre içinde hem sıvı hem de katı bölgeler bulunabilir ve bu hücre, farklı kontrol hacimlerine bölünerek analiz edilir. Bu yöntem, karmaşık geometrilerde bile ağ oluşturma sürecini basitleştirir ve hesaplama verimliliğini artırır.

Çoklu kontrol hacmi (Sub-Cell) yaklaşımı

SmartCells™, tek bir hücreyi birden fazla kontrol hacmine (sub-cell) bölebilir. Bu, özellikle sınır tabaka bölgelerinde ve keskin geometrik geçişlerde daha hassas analizler yapılmasını sağlar. Her bir kontrol hacmi, akışkan veya katı bölgeye ait olabilir ve bu sayede, hücre içindeki fiziksel değişimler daha doğru bir şekilde modellenir.

Adaptif mesh iyileştirme

FloEFD, çözüm sırasında belirli bölgelerdeki gradyanlara (örneğin, hız veya sıcaklık değişimleri) göre mesh iyileştirmesi yapabilir. Bu adaptif yaklaşım, özellikle şok dalgaları, sınır tabaka ayrılmaları veya yüksek gradyanlı bölgelerde çözüm hassasiyetini artırır. Kullanıcılar, bu iyileştirmeleri manuel olarak da kontrol edebilir ve belirli bölgelerde daha yoğun mesh yapısı oluşturabilirler.

Otomatik geometri işleme ve mesh oluşturma

SmartCells™, CAD modelindeki küçük boşluklar, yüzey tutarsızlıkları veya sızıntıları otomatik olarak tespit eder ve düzeltir. Bu, manuel geometri temizleme ihtiyacını azaltır ve mesh oluşturma sürecini hızlandırır. Ayrıca, kullanıcılar yerel ağ oluşturma ve manuel kontrol seçenekleriyle mesh yapısını daha da özelleştirebilirler.

4. BURUN AÇISI DEĞİŞİMİ ÇALIŞMALARI VE HAD ANALİZLERİ

Bu bölümde HAD analizlerinde kullanılan geometrik değişkenler ve akış değişkenleri tanımlanarak akış doğrulama çalışması yapılmıştır. Doğrulama çalışmalarından sonra belirlenen üç farklı burun açısı için KH-47M2 füzesinin üç boyutlu modelleri hazırlanmıştır. Belirlenen üç farklı burun açıları için ayrı ayrı 6, 8 ve 10 Mach hızları için analizler yapılmıştır. Yapılan analizler sonucunda burun yüzeyinde oluşan sıcaklık dağılımı, akışkan yoğunluğunun değişimleri ve dinamik basınç değişimleri elde edilmiştir. Analiz sonuçları karşılaştırmalı olarak ele alınmış ve hipersonik hızlarda hareket edecek olan bir füze için açı değişimlerinin etkileri gösterilmiştir.

4.1. Geometrik Unsurların ve Akış Parametrelerinin Belirlenmesi

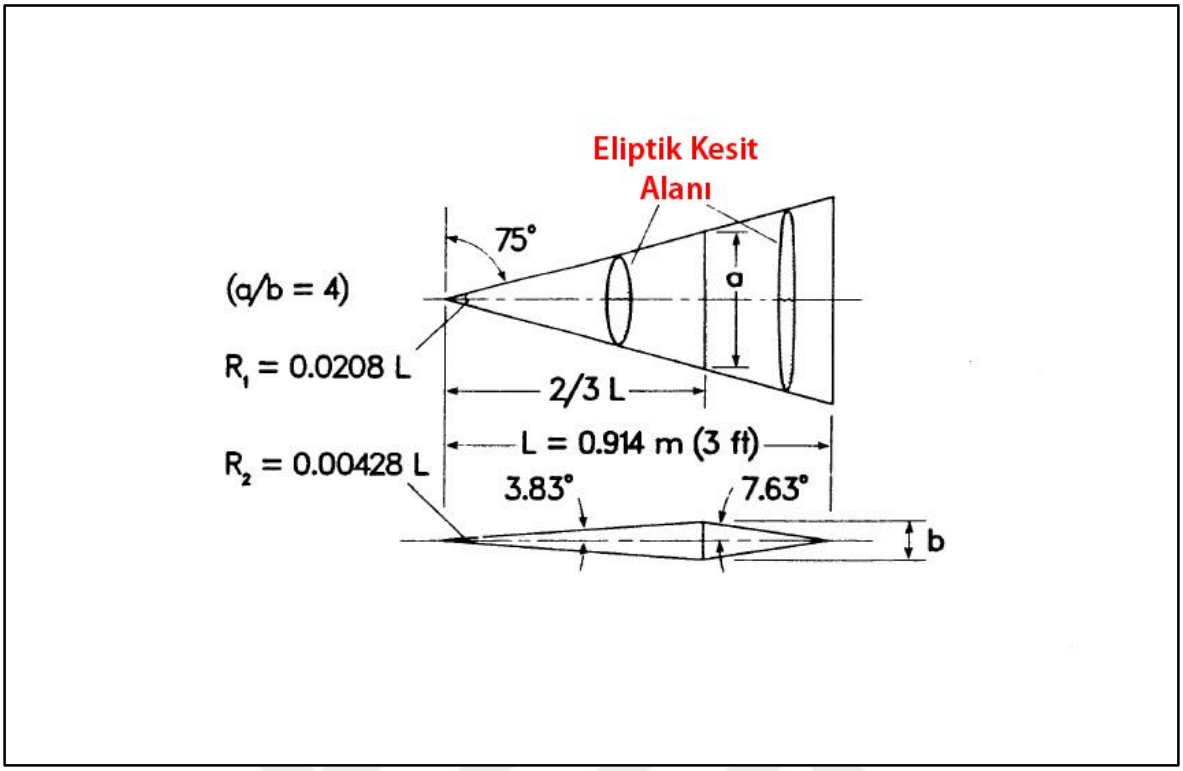
Bu çalışmada KH-47M2 Kinzhal hipersonik füzesi HAD analizlerinde kullanılacak olan model olarak seçilmiştir. Bu seçimin yapılmasında KH-47M2 Kinzhal hipersonik füzesinin doğruluğu dünyaca kabul görmüş olması etkili olmuştur. Bu model tercih edilerek çalışmanın daha somut olması hedeflenmiştir. HAD analizlerinde bu model üzerinden iki farklı burun açsı belirlenerek analizlere devam edilmiştir. HAD çözücüsünde kullanılan akış parametreleri ise dış akış koşulları, deniz seviyesi ortam şartları olarak belirlenmiştir. 6,8 ve 10 Mach hızları için HAD analizleri yapılmıştır.

4.2. Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Akış Modelinin Doğrulanması

Bu bölümde yapılan HAD analizlerinin doğrulama çalışması yapılmış ve detayları verilmiştir. Doğrulama çalışması NASA tarafından yapılan deneysel bir test verileri baz alınarak FloEFD® çözücüsünde modellenmiş ve doğrulaması yapılmıştır.

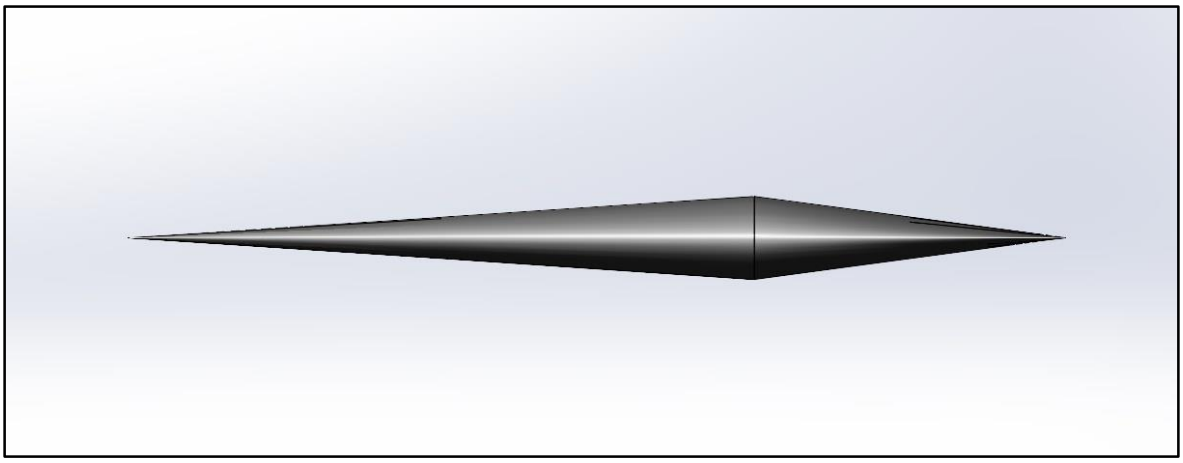
4.2.1. Doğrulama için baz alınan çalışma modeli

Bu bölümde doğrulama için kullanılan modelin ölçüleri ve üç boyutlu model hakkında yapılan çalışmalar hakkında bilgi verilmiştir. Doğrulama çalışmasında kullanılan model NASA tarafından deneysel çalışması yapılan Şekil 4.1’ de gösterilen model kullanılmıştır.

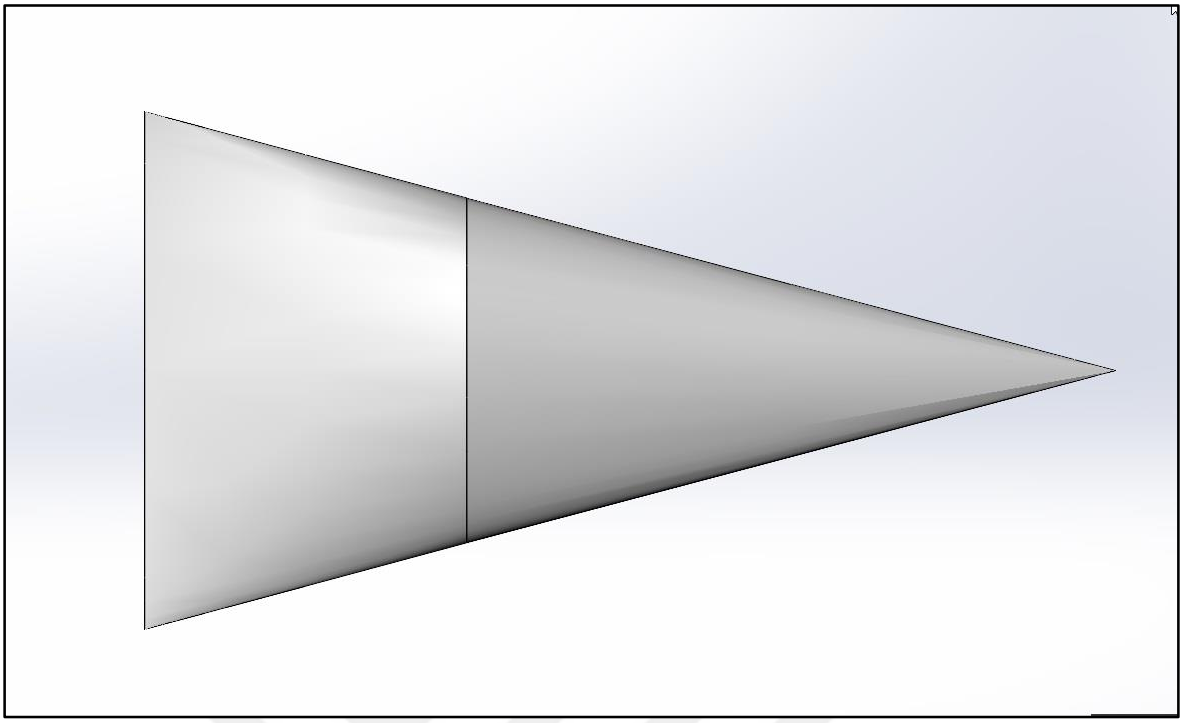


Şekil 4.1. Doğrulama çalışmasında kullanılan modele ait ölçüler [19]

Model Şekil 4.1' de verilen ölçülere uygun olarak Şekil 4.2 ve Şekil 4.3'de gösterildiği şekilde FloEFD 3B katı modelleme modülünde oluşturulmuştur.



Şekil 4.2. Doğrulama modeli

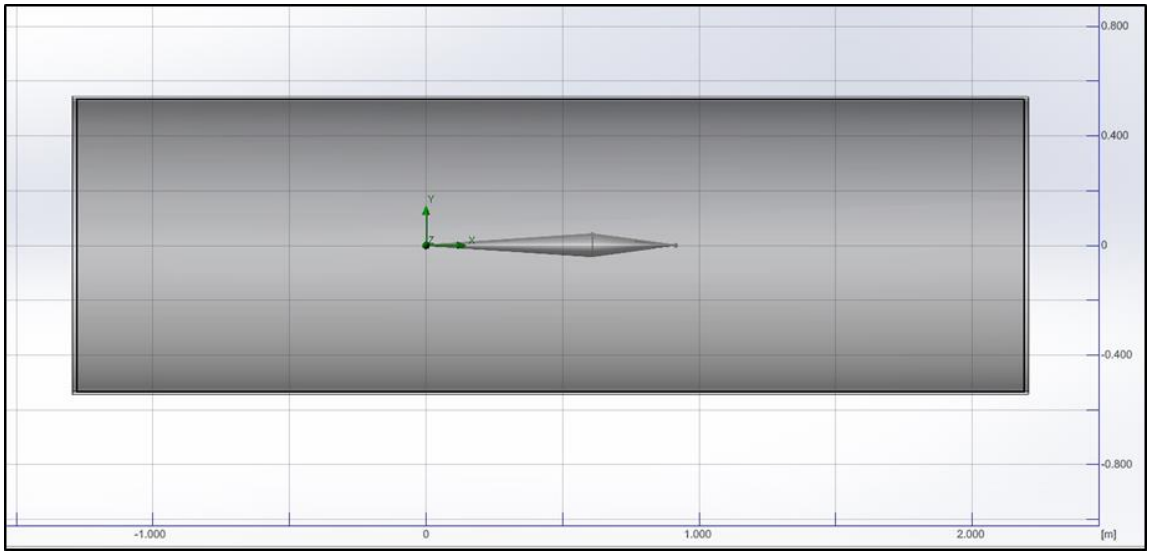


Şekil 4.3. Doğrulama modeli üst görünüş

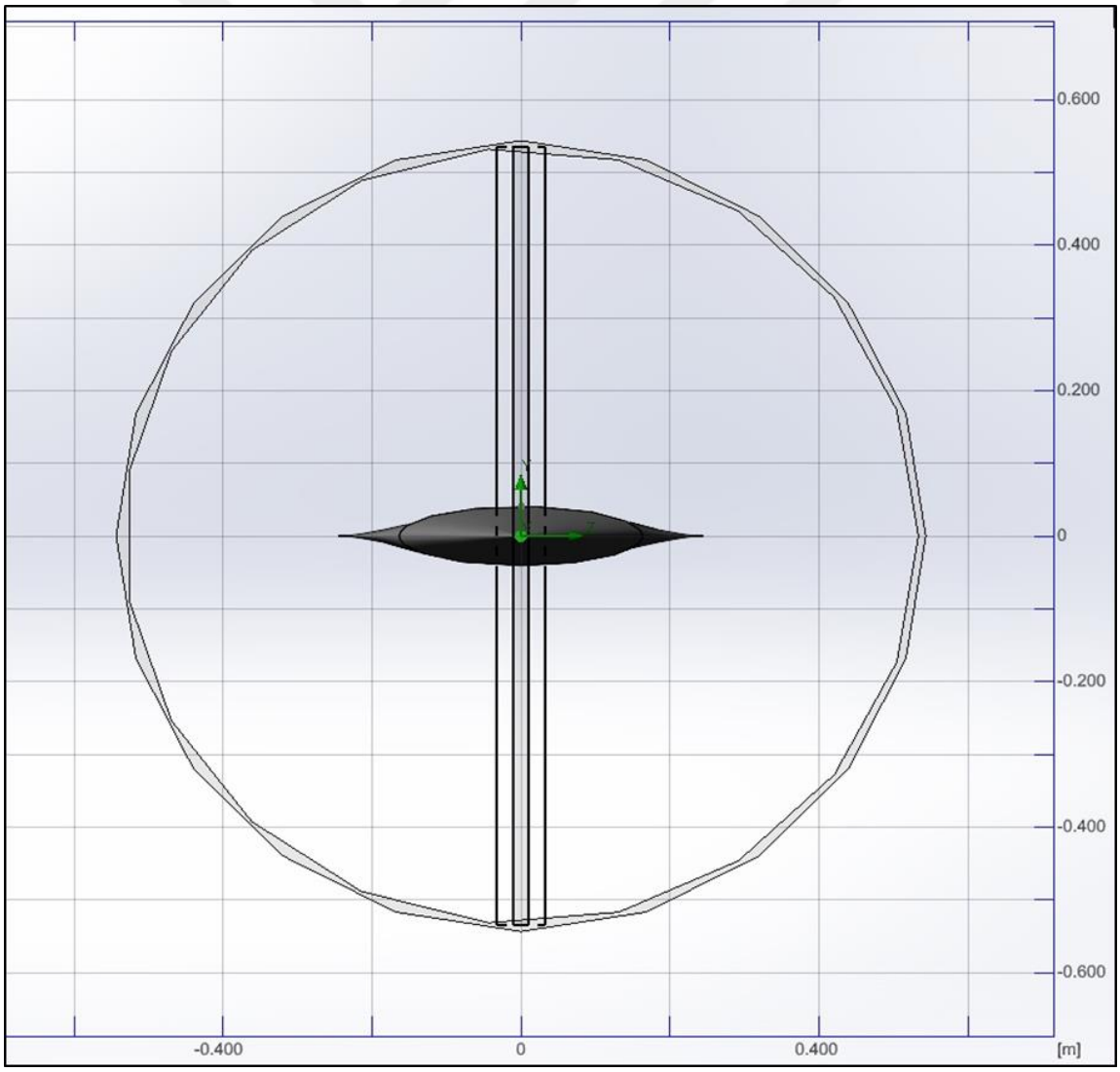
Yapılan üç boyutlu modellemenin ardından NASA tarafından yapılan deneysel çalışmanın FloEFD ortamında modellenmesine geçilmiştir. Doğrulama çalışması olarak seçilen çalışmanın yapıldığı test merkezine ait bilgiler Çizelge 4.1'de gösterilmiştir. NASA' nın yaptığı çalışmada belirtilen tünel ölçüleri ve başlangıç koşulları bilgilerine istinaden model oluşturulmuştur. Oluşturulan model Şekil 4.4 ve Şekil 4.5'te gösterilmiştir.

Çizelge 4.1. NASA test merkezine ait teknik bilgiler [20]

Tünel Adı	NASA Ames Araştırma Merkezi – Hipersonik Rüzgar Tüneli
Tünel Boyutları	Çap: 3,5 ft - Uzunluk: 10 ft
Tünel Hız Aralığı	Ma:5 – Ma:7 ve Ma:10
Tünel Çalışma kapasitesi	0,5 – 4 dk



Şekil 4.4. NASA deneysel çalışma tüneli modeli

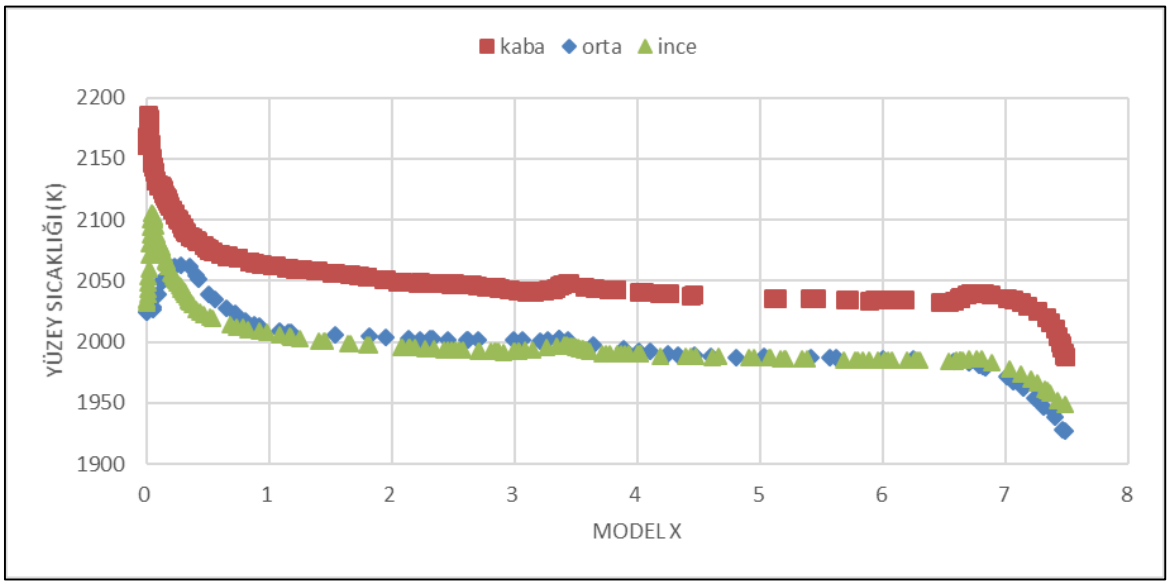


Şekil 4.5. Deneysel çalışma tüneli modeli ön görünüş

Deneysel test düzeneğinin FloEFD ortamında modellenmesinin ardından sayısal ağ oluşturma aşamalarına geçilmiştir. Hücre oluşturulurken dikkat edilmesi gereken en önemli husus doğru sayıda hücre oluşturulmasıdır. Bu doğru sayıda hücre oluşturulması hususunda kaba, orta ve ince hücre yapıları oluşturma işlemi yapılmış ve elde edilen sonuçlar karşılaştırılmıştır. Hücre sayılarına ilişkin bilgi Çizelge 4.2' de verilmiştir.

Çizelge 4.2. Sayısal hücre sayıları

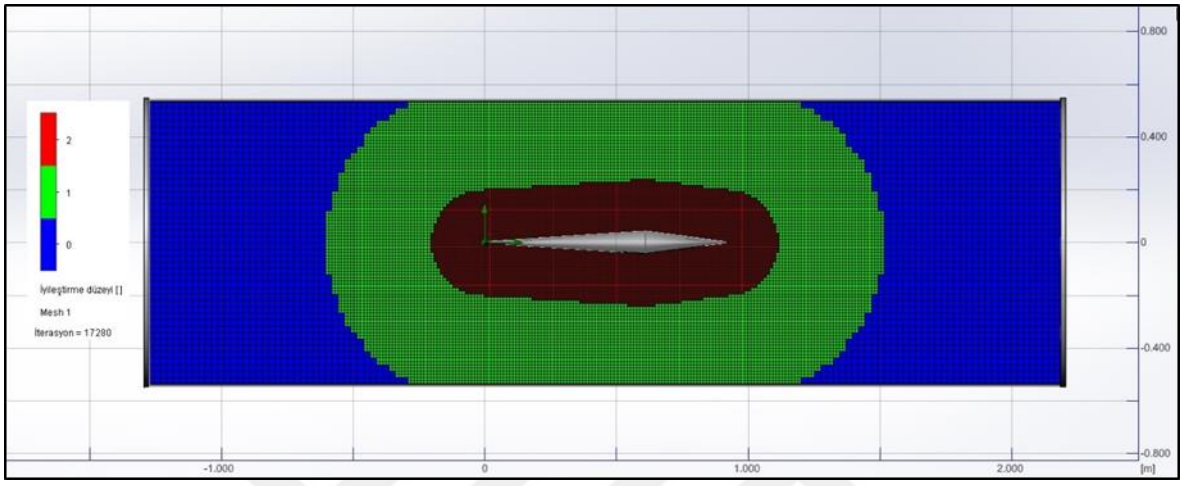
Kaba Hücre Sayısı	Orta Hücre Sayısı	İnce Hücre Sayısı
242631	1 688 156	4 794 320



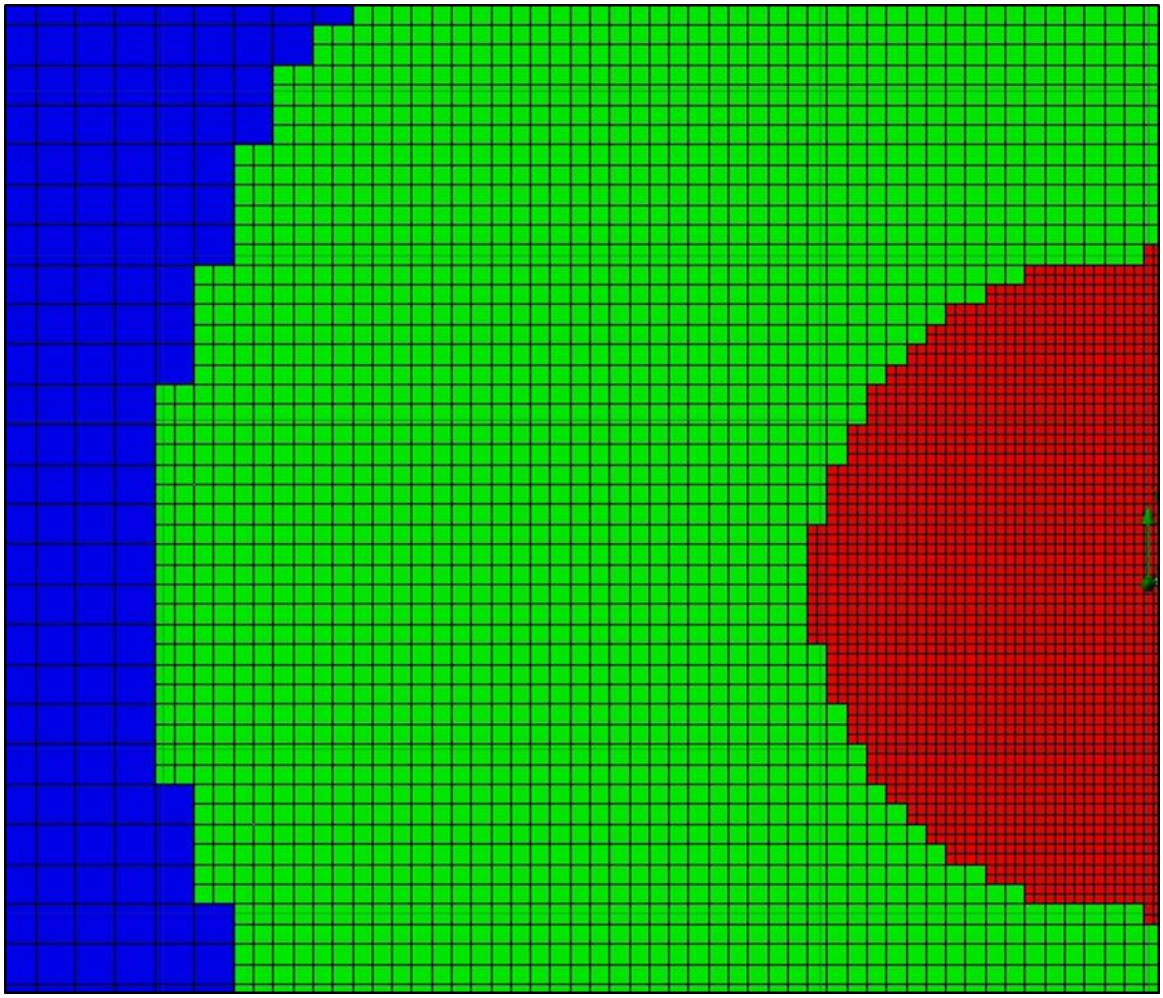
Şekil 4.6. Üç farklı hücre sayısı için yüzey sıcaklık değişimi grafiği

Hücre sayısından bağımsızlık çalışması için literatürden alınan model yüzeyinde farklı noktalarda ölçülen sıcaklık değişimi Şekil 4.6' da verilmiştir. Kaba hücre sayısı ile orta hücre sayısı arasındaki maksimum ve minumum farklar %3,23 ve %0,11 olarak berlirlenmiştir. Orta ve ince olarak belirlenen hücre sayılarında elde edilen verilerde ise bu oran %3'ün altında kalmıştır. Orta ve ince olarak belirlenen hücre sayılarında elde edilen verilerin büyük oranda benzerlik gösterdiği Şekil 4.6' da gösterilmiştir. Hücre sayısından bağımsızlaştırma işlemi bu şekilde neticelendirilmiştir. Bu sonuçlara istinaden tün HAD analizleri için 1 688 156 hücre sayısı kullanılmıştır.

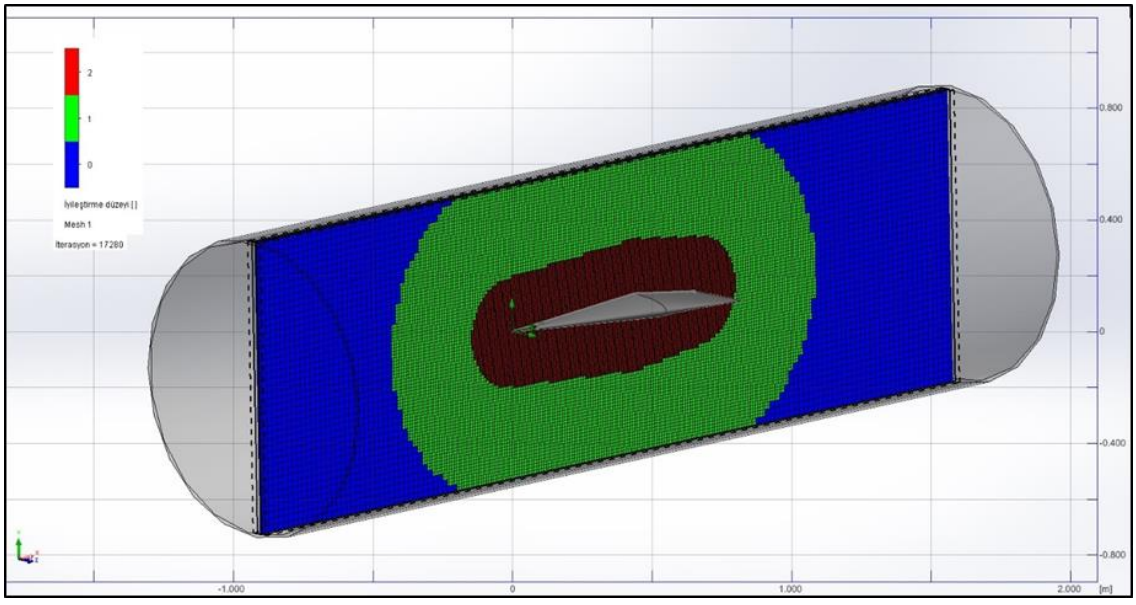
Yapılan sayısal ağdan bağımsızlaştırma işleminden sonra 15216 katı hücreler, 8506 katılarla temas eden akışkan hücreler ve 1 672 870 akışkan hücreler olmak üzere toplam 1 688 086 hücre oluşturulmasına kara verilmiştir. Doğrulama çalışması için oluşturulan hücre yapısı Şekil 4.7, Şekil 4.8 ve şekil 4.9'da detaylı olarak gösterilmiştir.



Şekil 4.7. Doğrulama çalışması hücre yapısı



Şekil 4.8. Sayısal ağ yapısına ait iyileştirme seviyeleri



Şekil 4.9. Doğrulama çalışması FloEFD modeli

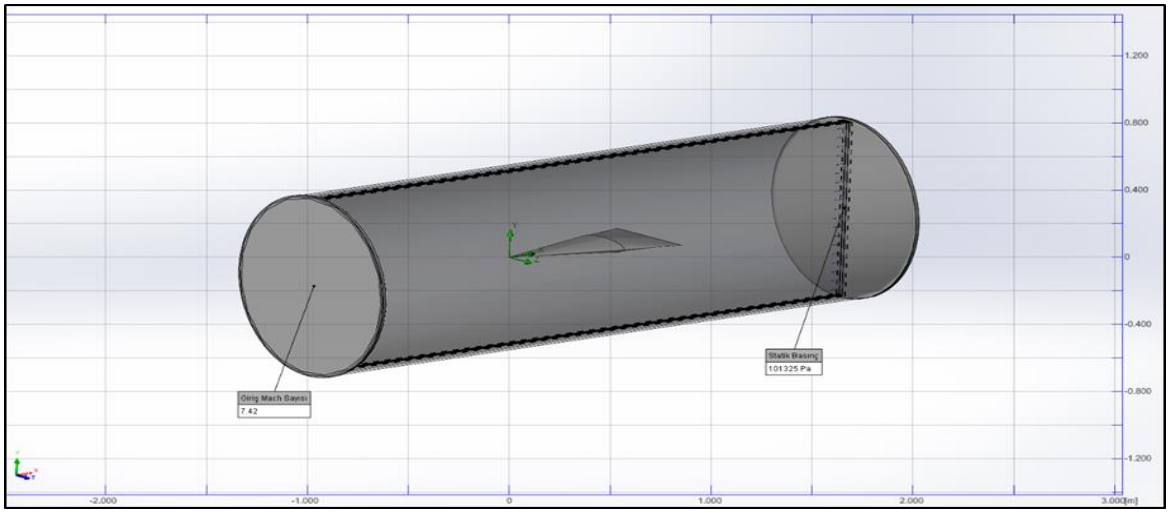
Bu çalışmada FloEFD çözücüsünün “Adaptif Mesh” ve “Smart Cell” özellikleri aktif olarak kullanılmıştır. Şekil 4.9’da bu özelliklerin aktif olarak kullanılması sonucu elde edilen hücre iyileştirmeleri gösterilmiştir.

Yapılan doğrulama çalışması FloEFD çözücüsü ile analiz edilmiştir. Analiz sınır koşulları Çizelge 4.3’ de gösterilmiştir.

Çizelge 4.3. Doğrulama çalışması sınır koşulları

HAD Çözücüsü Sınır Şartları	
3B Model	Adyabatik kaymasız duvar
Tünel giriş koşulu	Ma: 7,42
Tünel çıkış koşulu	Ortam statik basıncı, 298,27 K
Akış türü	İç akış

Doğrulama modeli NASA tarafından yapılan çalışmada belirtilen tünel ölçülerine birebir sadık kalınarak Şekil 4.10’ da gösterildiği şekilde modellenmiştir. Testin yapıldığı ortam şartları esas alınarak tünel giriş ve çıkış şartları belirlenmiştir. Katı modeller adyabatik duvar kabul edilmiştir.

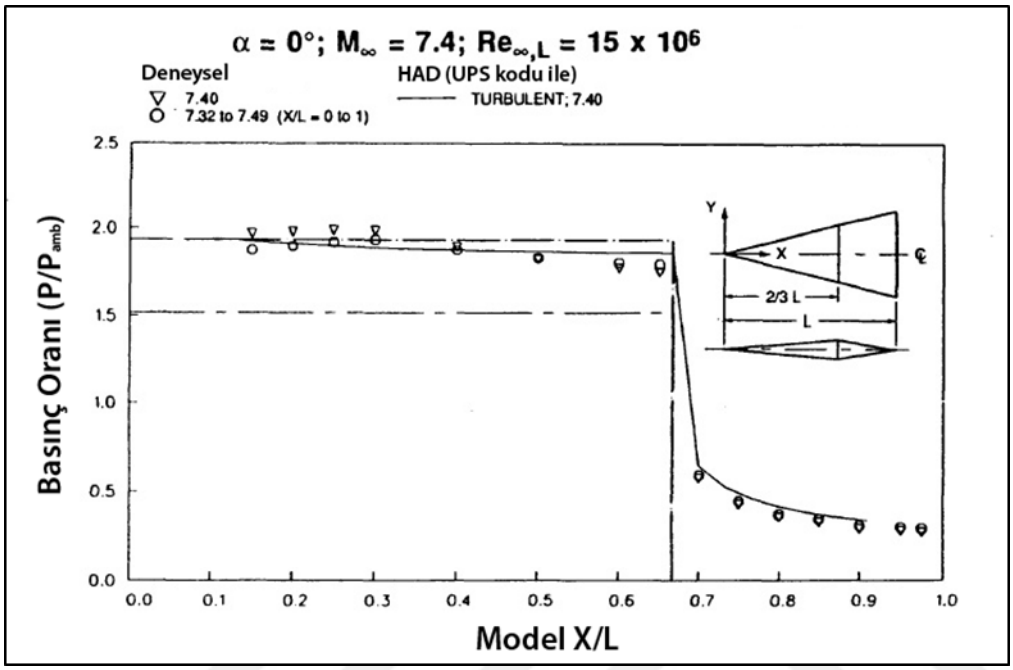


Şekil 4.10. Doğrulama parçası test sistemi FloEFD modeli

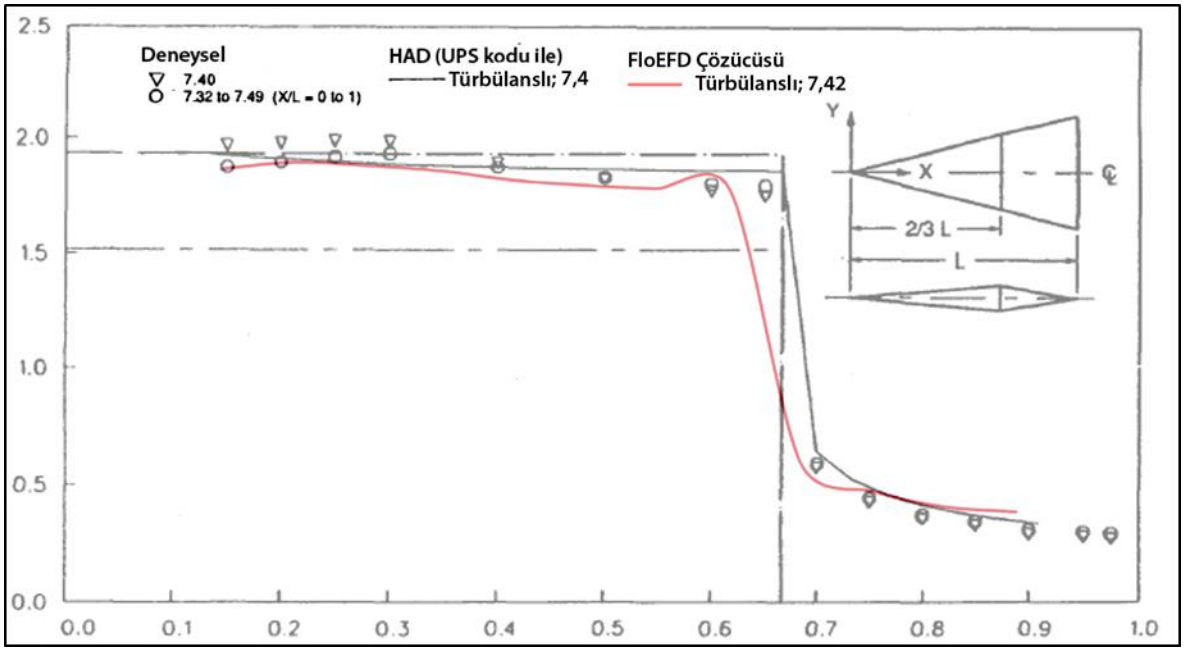
4.2.2. Doğrulama çalışması sonuçları

Doğrulama modeli için yapılan HAD analizinin doğruluk değerlendirmesi Şekil 11’ de gösterilen NASA çalışmasından alınan grafik referans alınmıştır. FloEFD çözücüsü ile

yapılan HAD analizi sonuçlarına göre aynı grafik oluşturulduğunda Şekil 4.12' de gösterilen grafik elde edilmiştir. İki grafik göz önüne alındığında kabul edilebilir farklılıkların olduğu sonuçların büyük oranda tutarlılık gösterdiği tespit edilmiştir.



Şekil 4.11. NASA deneysel sonuç grafiği[19]



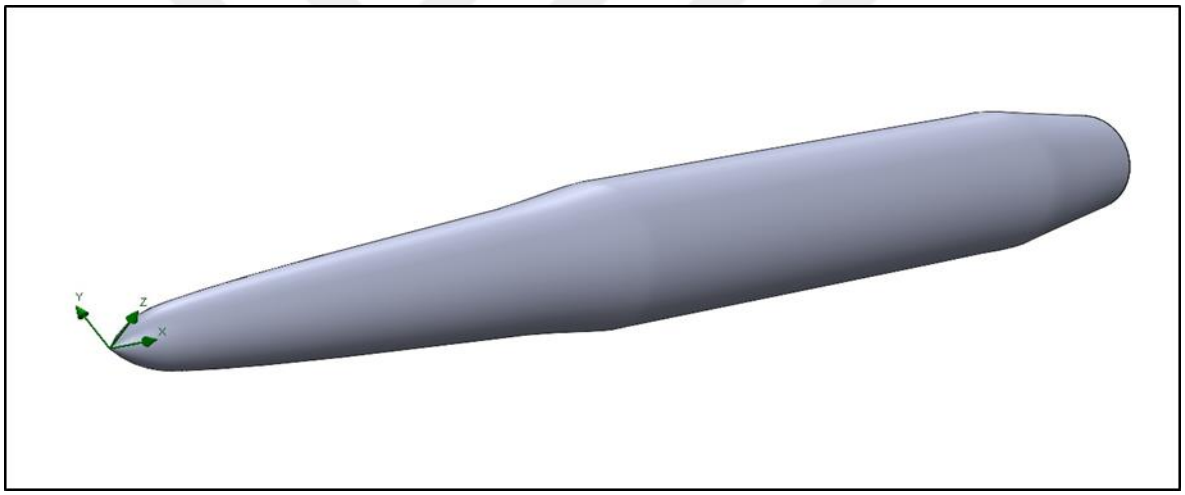
Şekil 4.12. FloEFD çözücüsü ile elde edilen basınç grafiği

4.3. KH47-M2 Hipersonik Füzesi ve İki Farklı Burun Açısına Sahip Türetilmiş Katı Modelin Oluşturulması ve HAD Analizlerinin Modellenmesi

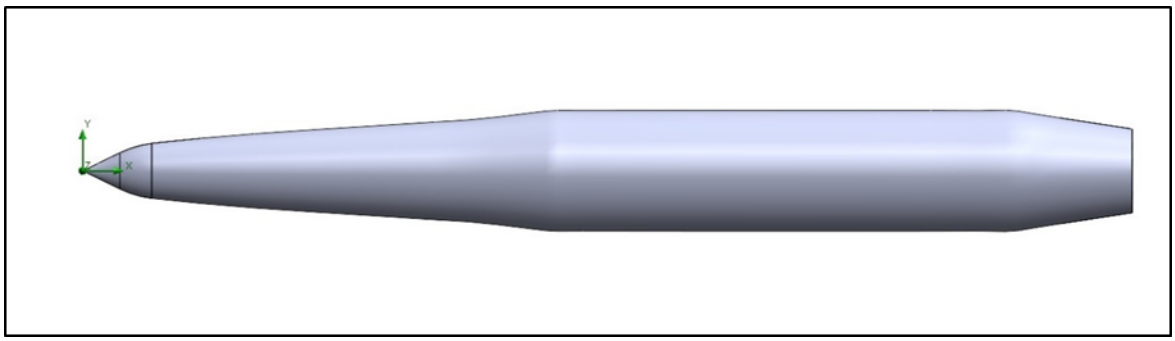
4.3.1. HAD analizlerinde kullanılan katı modeller

Yapılan doğrulama çalışmasının ve sayısal ağdan bağımsızlaştırma çalışmasından sonra belirlenen üç farklı burun açısına sahip üç boyutlu modeller oluşturulmuştur. Belirlenen üç burun açısı değerleri KH47-M2 füzesi burun açısı α:38,39° ve türetilen β:25,76° ve γ:17,03° burun açılarıdır.

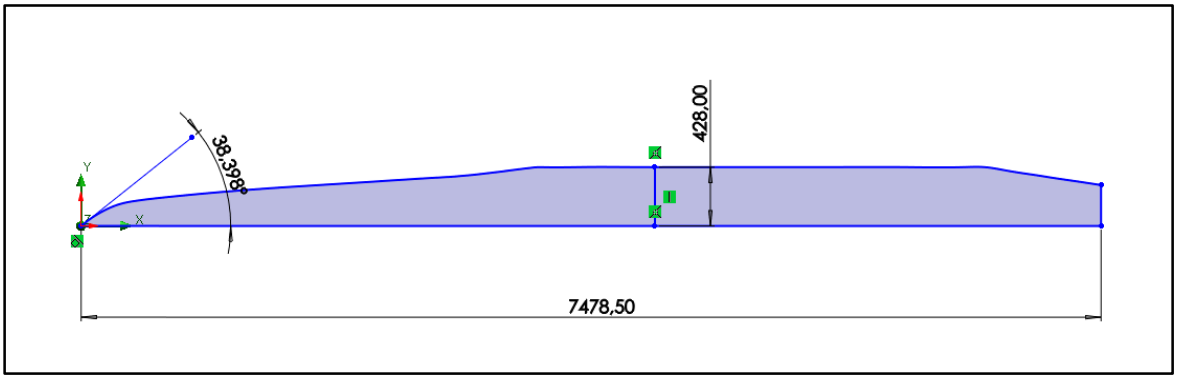
Oluşturulan modellere ilişkin detaylar Şekil 4.13, Şekil 4.14, Şekil 4.15, Şekil 4.16, Şekil 4.17, Şekil 4.18, Şekil 4.19, Şekil 4.20 ve Şekil 4.21' te verilmiştir.



Şekil 4.13. KH47-M2 hipersonik füzesi



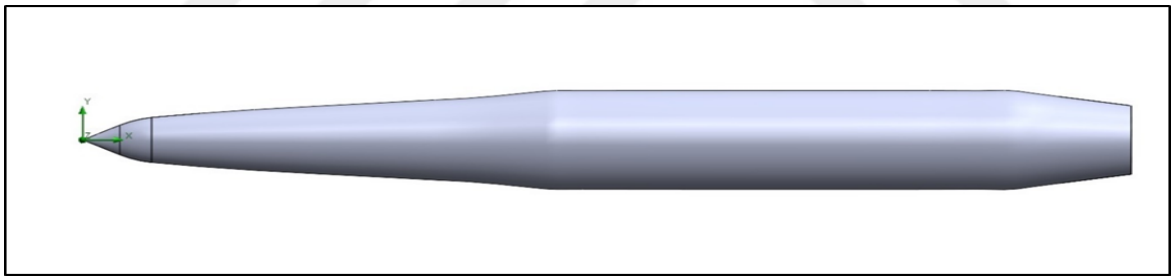
Şekil 4.14. KH47-M2 Hipersonik füzesi yan görünüm



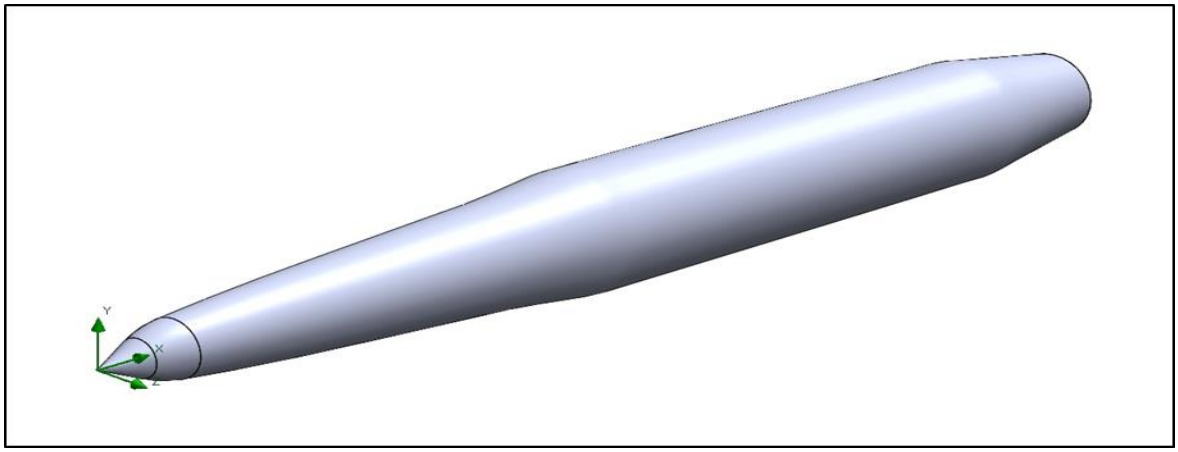
Şekil 4.15. KH47-M2 hipersonik füzesi ölçüleri (mm cinsinden)

İlk model burun açısı mevcutta var olan KH47-M2 hipersonik füzesinin sahip olduğu burun açısıdır. HAD analizlerinde kullanılan diğer burun açılarına sahip modellere ait bilgiler ise şu şekildedir;

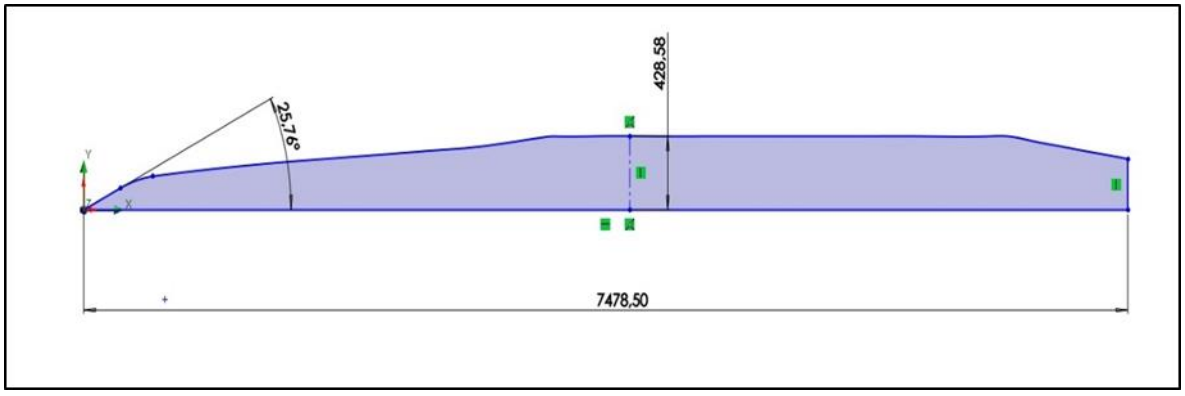
Mevcut 38,39^{o} olan burun açısı 25,76^{o} olarak değiştirilmiştir. Bu değişikliğe dair model bilgileri Şekil 4.16, Şekil 4.17, Şekil 4.18'de verilmiştir.



Şekil 4.16. 25,76° burun açısına sahip model

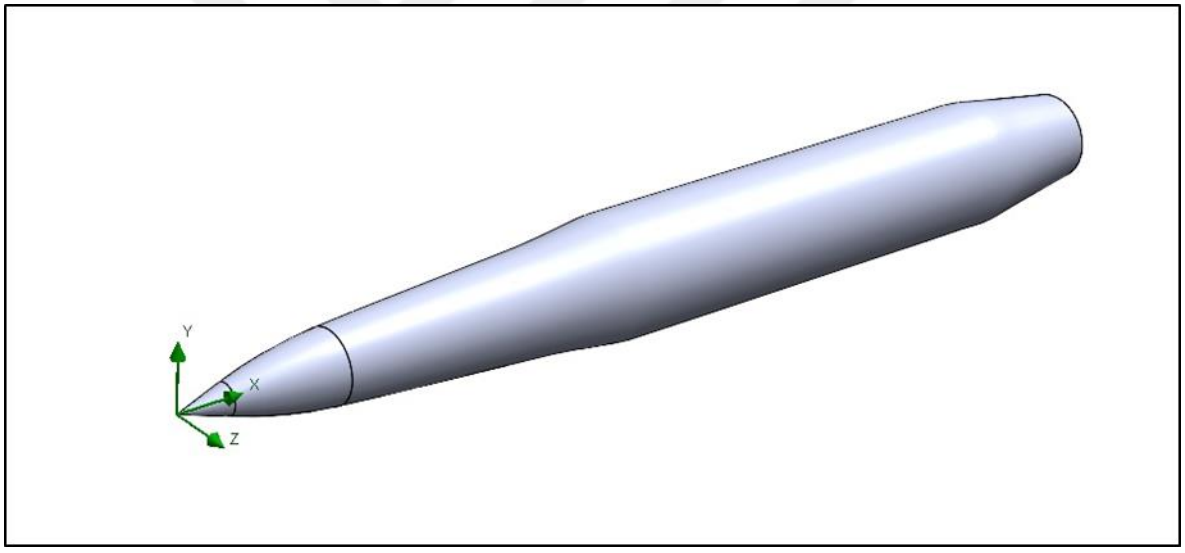


Şekil 4.17. 25,76° burun açısına sahip model yan görünüm

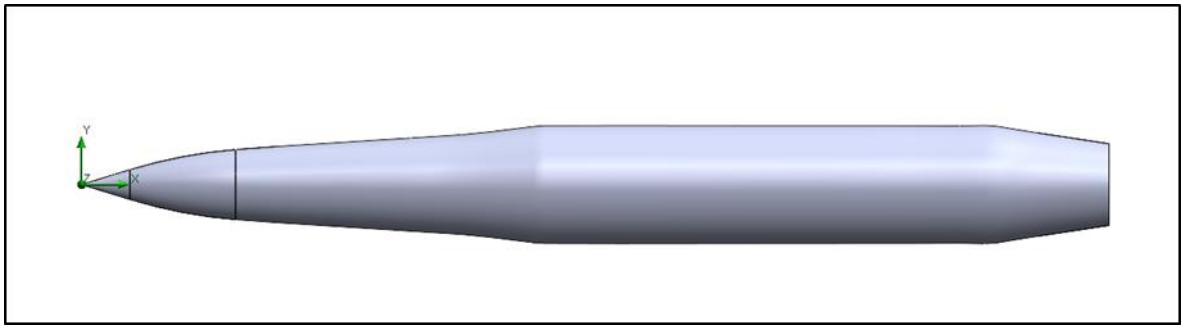


Şekil 4.18. 25,76° burun açısına sahip model ölçüleri

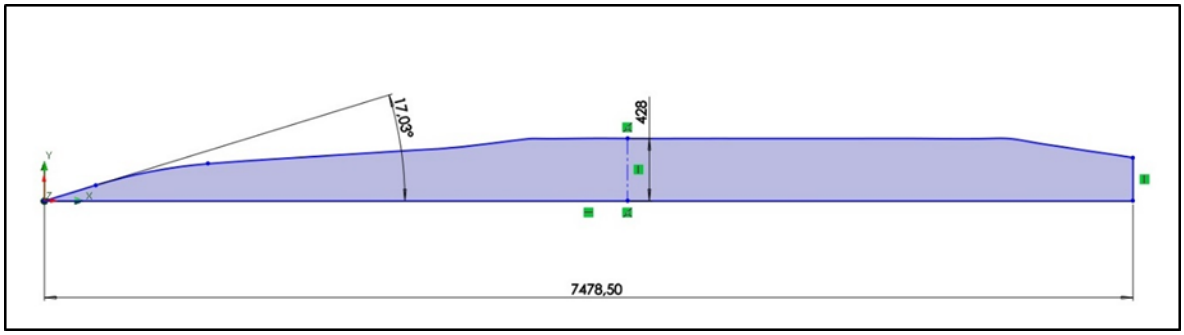
HAD analizlerinde kullanılan üçüncü model ise burun açısı 17,03° olacak şekilde seçilmiştir. Bu modele ait detaylar ise Şekil 4.19, Şekil 4.20, Şekil 4.21' de verilmiştir.



Şekil 4.19. 17,03° burun açısına sahip model



Şekil 4.20.17,03° burun açısına sahip model yan görünüm



Şekil 4.21. 17,03° burun açısına sahip model ölçüleri

4.3.2. HAD analizlerinin modellenmesi

HAD analizlerinde kullanılacak olan modellere ilişkin bilgiler detaylı olarak verilmiştir. Modellerin hazırlanmasından sonra FloEFD ortamında akış modellemesi yapılmıştır. Modellemeye dair başlangıç koşulları Çizelge 4.4' te, analiz matrisi Çizelge 4.5' te gösterilmiştir. gösterilmiştir.

Çizelge 4.4. HAD modeli başlangıç koşulları

		HAD akışkan hızları		
		Ma:6	Ma:8	Ma:10
Burun açıları	α: 38,39°	HAD 1	HAD 2	HAD 3
	β: 25,76°	HAD 4	HAD 5	HAD 6
	γ: 17,03°	HAD 7	HAD 8	HAD 9

Çizelge 4.5. HAD analizleri matrisi

HAD modeli başlangıç koşulları	
Başlangıç koşulu	Deniz seviyesinde 101325 Pa ortam basıncı ve 298.27 K ortam sıcaklığı
Akış türü	Dış Akış
HAD çözüm türü	2 boyutlu ve zamandan bağımsız çözüm

Model oluşturma aşamaları hesaplamaya dayalı alanın tayini, sayısal ağ oluşturma, akış parametrelerinin belirlenmesi, hesaplama ve sonuçlar adımlarını içermektedir. Bu aşamalar sırasıyla detaylı olarak açıklanmıştır.

FloEFD özellikle türbülanslı akışları modellemek üzere geliştirilmiş bir yazılımdır. FloEFD çözücüsüne dair detaylı bilgiler Bölüm 3' te verilmiştir. Bu bölümde ise FloEFD çözücüsüne modelleme safhaları anlatılmıştır.

FloEFD' de modelleme "akış sihirbazı" komutuyla başlatılmaktadır. Akış sihirbazı marifetiyle modelleme ilk olarak akış modelinde kullanılacak birim sistemi seçimi yapılarak başlamaktadır.

Kullanılacak birim seçimi yapıldıktan sonra modellenen akışın türü ve hesaplanması istenen fiziksel unsurlar seçilir. Bu çalışmada modellemesi yapılan akış türü dış akış olarak belirlenmiştir. Hesaplanması istenen unsurlar ise akışkan akışı ve iletim olarak seçilmiştir. Akış zamandan bağımsız olarak modellendiği için zamana bağımlı sekmesi işaretlenmemiştir.

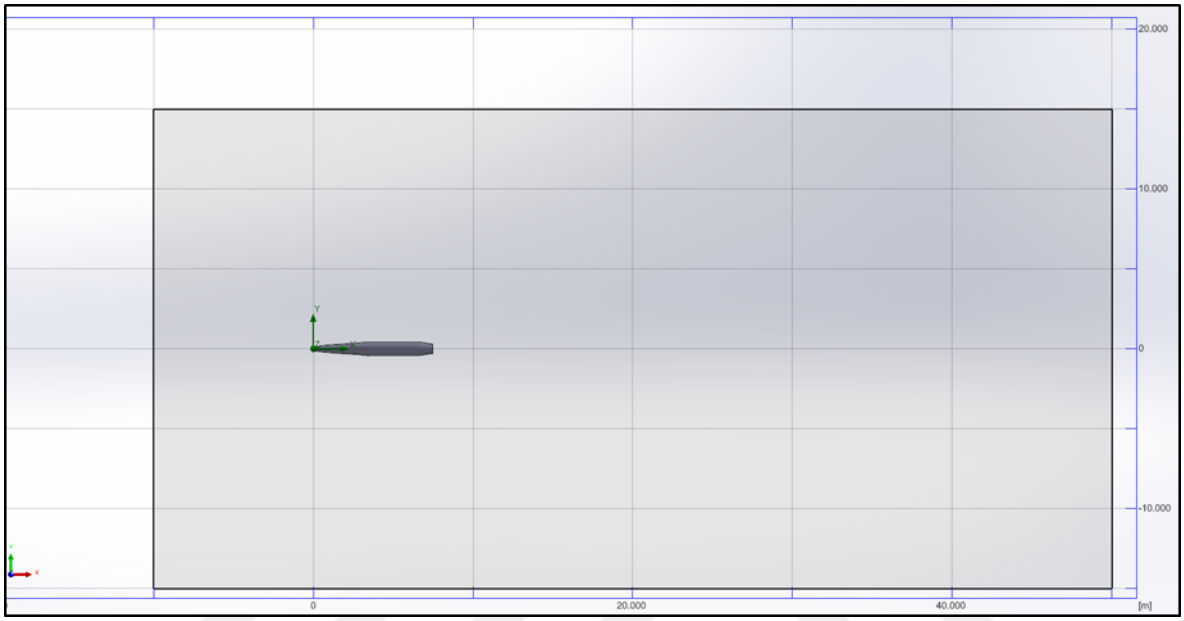
Akış türü ve istenilen hesaplamalar belirlendikten sonra kullanılan akışkanın seçimi yapılır. FloEFD' de akış modellemesinin kaderini etkileyen en önemli aşamadır. Burada "Yüksek Mach sayılı akış" sekmesi ve "hipersonik akış" sekmesi seçilmelidir. Bu sekmeler aktif hale getirildiğinde FloEFD yazılımında gömülü olan ve bu akışlar için belirlenen akış modelleri doğrultusunda hesaplama yapmaktadır. Bu hesaplamaya ilişkin FloEFD' ye ait detaylı bilgiler bölüm 3' te detaylı olarak verilmiştir.

Akışkanın belirlenmesi ve fiziksel unsurların çözücüye tanıtılmasının ardından ısı transferi ve sıcaklık hesaplamalarının yapılabilmesi için oluşturulan katı modele malzeme tayini yapılmalıdır. Bu çalışma hipersonik hız mertebesinde olduğundan hareketle Tungsten malzeme seçimi yapılmıştır.

Malzeme tayini yapılan katı model için cidar koşullarının belirlenmesi gereklidir. Çalışmada adyabatik duvar ve cidar pürüzlülüğü 20 mikrometre olarak kabul edilmiştir.

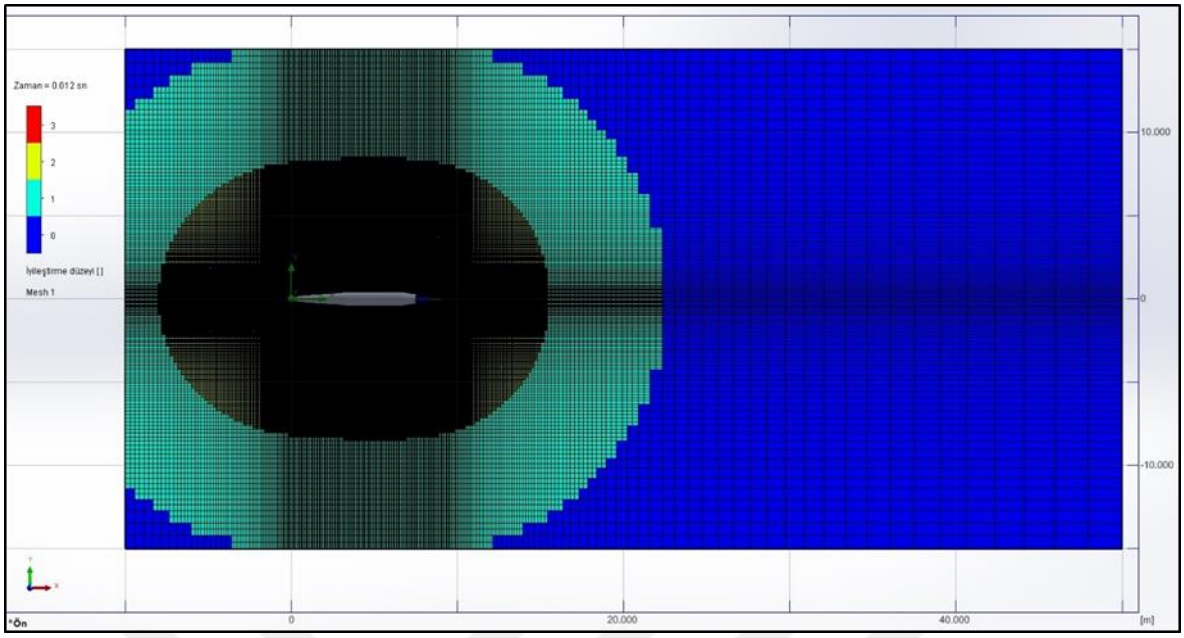
Son olarak akış modelinin başlangıç ve ortam koşulları belirlenmektedir. Akış modellemesinin ikinci en önemli aşamasıdır. Bu çalışmada dış akış koşulları seçilmişti. Dolayısıyla hız parametreleri bölümünde parametre Mach sayısı olarak belirlenmiştir ve akış modelinde kullanılacak hız seviyesi yazılmıştır. Bu çalışmada deniz seviyesi basınç ve sıcaklık koşulları kabulü yapılmıştır.

Hücre oluşturmaya geçmeden önce hesaplamaya dayalı alanın belirlenmesi gereklidir. Bu çalışmada katı model uzunluğu 7,45 m olduğu için hesaplama alanı modelden 10 metre önde ve model uç noktasından itibaren 50 metre olmak üzere 60 metre uzunlukta ve 30 metre genişlikte olacak şekilde belirlenmiştir. Bu ölçüler Şekil 4.22' de gösterilmiştir.



Şekil 4.22. Hesaplamaya dayalı alan

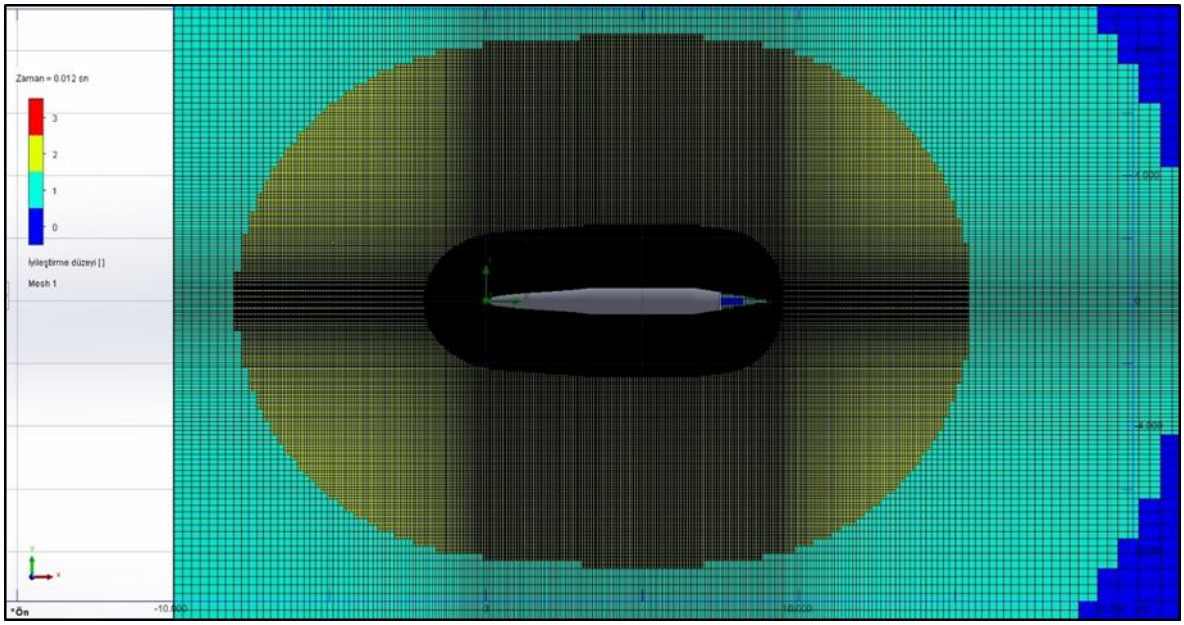
FloEFD' de hücre oluşturma çalışmalarında doğrulama çalışmasında olduğu gibi hücre sayısı bağımsızlaştırma çalışması yapılmıştır. Kaba orta ve ince hücre sayısına sahip hücreler oluşturulmuş ve analizler yapılmıştır. Elde edilen sonuçlar kıyaslanmış ve 1 688 086 hücre sayısının doğru sonuçlar almak üzere yeterli olduğu saptanmıştır.



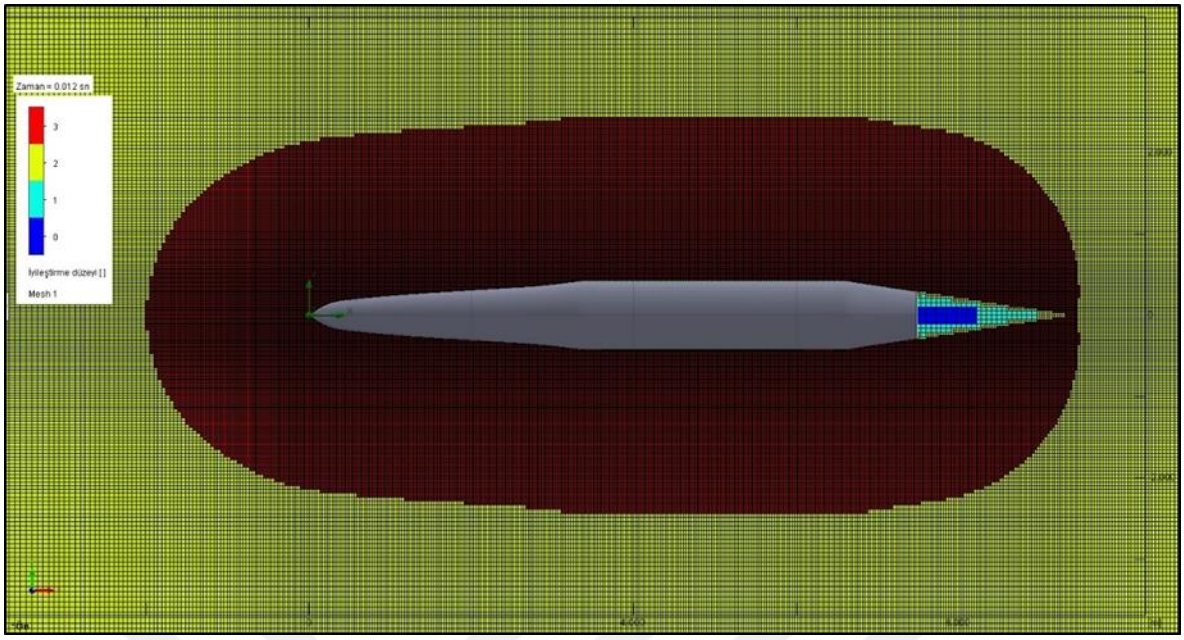
Şekil 4.23. Modelde kullanılan sayısal ağ yapısı

Hücre oluşturma çalışmasında 1,2 büyüme oranı ile temel hücre oluşturma yapılmıştır. Ardından FloEFD adaptif hücre özelliği aktif edilerek hücre iyileştirmesi yapılmıştır.

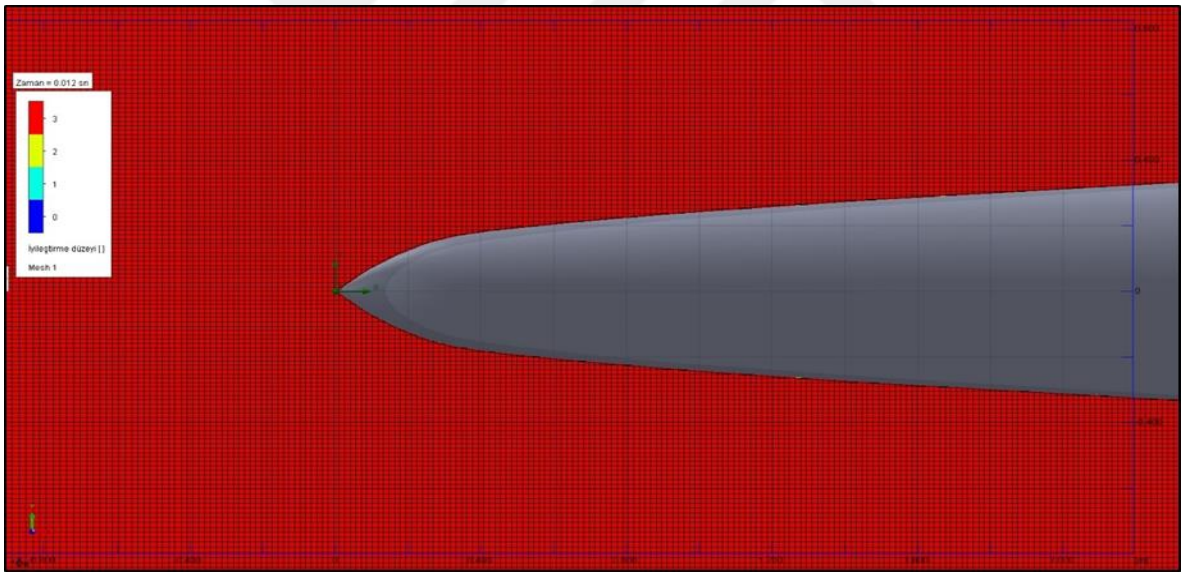
Oluşturulan hücre görüntüsü Şekil 4.23’ te belirtilmiştir. Oluşturulan sayısal ağa ilişkin detaylar Şekil 4.24, Şekil 4.25 ve Şekil 4.26’ da gösterilmiştir.



Şekil 4.24. Sayısal ağ yapısı iyileştirme detayı



Şekil 4.25. Katı model etrafındaki iyileştirme yapısı



Şekil 4.26. Burun konisi etrafındaki sayısal ağ iyileştirme seviyesi detayı

Bu noktaya kadar FloEFD çözücüsünde akış modelinin oluşturulması safhalarından bahsedildi. Hesaplamaya dayalı alanın tayini ve hücre oluşturma aşamalarına dair detaylar aktarıldı. Hücre oluşturulması esnasında dikkat edilmesi gereken önemli bir parametre de y^+ değeridir. FloEFD' de oluşturulan hücre kartezyen hücrelerdir ve katı model ile temas eden noktalarda y^+ değeri hesaplanırken kullanılan hücre merkezinin katı modele uzaklığı değişkenlik gösterir bu durumda y^+ değeri her zaman aynı değerde olmaz. Dolayısıyla FloEFD yazılımda y^+ değeri için kendine has algoritma bulunmaktadır. FloEFD' de y^+ değeri

hesaplaması ve kullanılan algoritmaya ilişkin detaylı bilgiler ekte sunulmuştur. Bu bölümde FloEFD' de akış modellenmesi tamamlanmıştır. Devam eden bölümde yapılan analizlere ilişkin detaylar paylaşılacaktır.

Bu aşamada FloEFD çözücüsünün ihtiyaç duyduğu bilgiler verilir. Bu çalışma için hedef yakınsaması, ilerleme sayısı ve iterasyon sayılarının tümü için bilgiler verilmiştir. FloEFD kendi algoritması ile akış modeline bağlı olarak ilerleme başına iterasyon sayısını belirlemektedir. Bu çalışmada hem ilerleme sayısı hem de iterasyon sayısının beraber sağlanması koşulu belirlenmiştir.

FloEFD bu aşamada kullanıcı talebine bağlı olarak sayısal ağ iyileştirmesi özelliğini sunmaktadır. Tanımlana sayısal ağ hesaplama esnasında FloEFD algoritması tarafından sürekli kontrol edilerek hücre sayısının artırılması ya da azaltılması ihtiyacı saptar ve gerekli hücre sayısına hesaplama esnasında güncelleyerek hesaplamanın doğruluğunu güvence altına alır. Bu çalışmada hücre sayısından bağımsızlaştırma işlemi yapıldığı için tekrar iyileştirilme yapılmasının sonuçlara etkisi olmayacağından dolayı global değer seçimi yapılmıştır.

Bu aşamada ise FloEFD hipersonik akış analizlerinde şok dalgalarının yakalanmasında daha yüksek doğruluk oranına ulaşabilmek için bu özelliği kullanmaktadır.

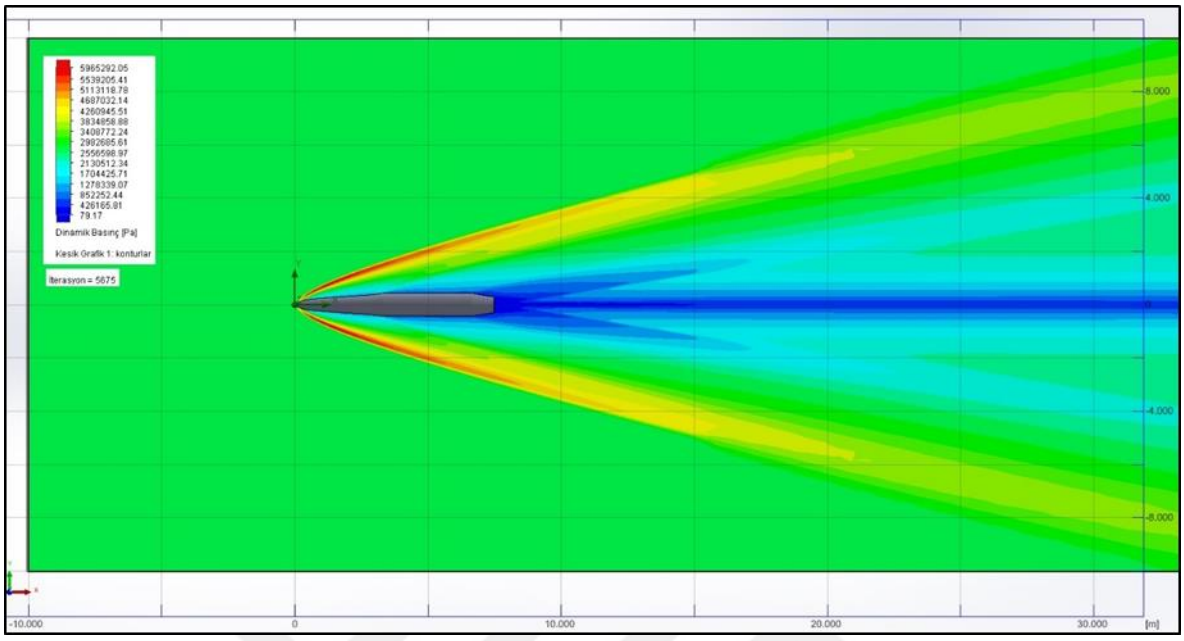
4.4. Burun Açısı Değişimi HAD Analizleri Sonuçları

Daha önce de bahsedildiği gibi üç farklı burun açısı değerinde 6, 8 ve 10 Mach hızlarında HAD analizleri gerçekleştirilmiştir. Bu bölümde sırasıyla 6, 8 ve 10 Mach hızları için mevcut KH47-M2 Kinzhal füzesi burun açısında, 25,76^{o} burun açısında ve 17,03^{o} burun açısında alınan HAD analizleri sonuçları verilmiştir. Yapılan HAD analizlerinde Mach sayısı, dinamik basınç, akışkan yoğunluğu ve yüzey sıcaklık dağılımı konturları ele alınmıştır.

4.4.1. KH47-M2 Kinzhal füzesi 6 Mach hızı için HAD analizi sonuçları

FloEFD çözücüsü ile 6 Mach hızı için yapılan analizlerde Mach sayısı, dinamik basınç, akışkan yoğunluğu ve yüzey sıcaklık dağılımı konturları şu şekilde elde edilmiştir;

KH47-M2 burun açısında 6 Mach hızı için dinamik basınç konturları ele alındığında;



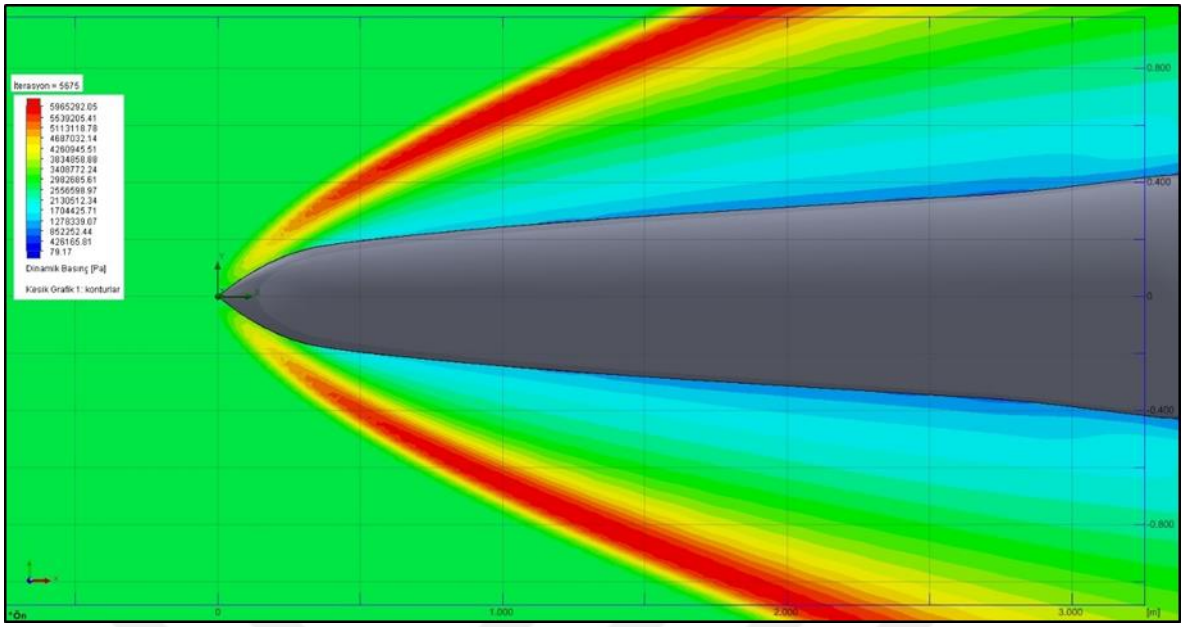
Şekil 4.27. KH47-M2 α burun açısında Ma:6 hızı için dinamik basınç konturları

Beklenildiği gibi burun ucunda dinamik basınç şok dalgasının etkisiyle maksimum değerini almıştır. Bu durum, hipersonik rejimde akışın burun ucunda durması (stagnation) nedeniyle kinetik enerjinin basınca dönüşmesiyle açıklanabilir. Yüzey boyunca dinamik basınç şok dalgasının etkisiyle yoğunluk artışı ve hızın azalmasıyla azalmaktadır.

Dinamik basınç konturları incelendiğinde elde edilen sonuçlarda, beklenildiği gibi burun ucunda dinamik basınç şok dalgasının etkisiyle maksimum değerini almıştır. Bu durum, hipersonik rejimde akışın burun ucunda durması (stagnation) nedeniyle kinetik enerjinin basınca dönüşmesiyle açıklanabilir. Yüzey boyunca dinamik basınç şok dalgasının etkisiyle yoğunluk artışı ve hızın azalmasıyla azalmaktadır.

Oluşan şok dalgası net bir biçimde görünmektedir. Şok dalgası oluşumunun fiziği ele alındığında sonuçların uygunluğu tespit edilmiştir. Elde edilen konturlar daha detaylı olarak Şekil 4.27 ve Şekil 4.28’ de gösterilmiştir.

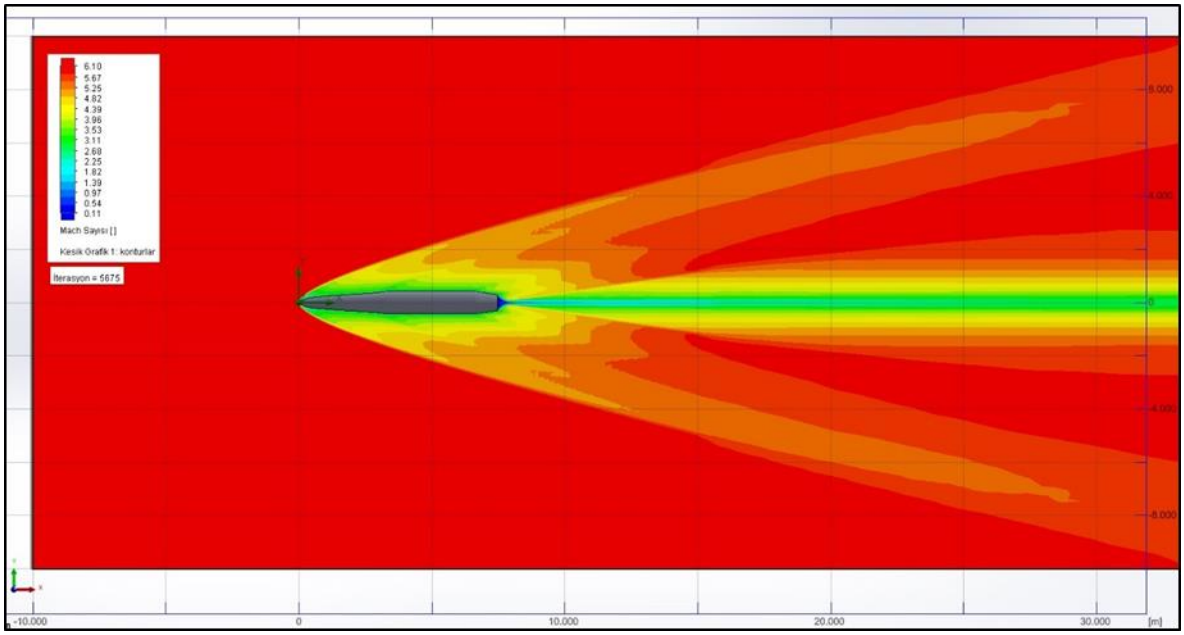
KH47-M2 için burun etrafında oluşan dinamik basınç konturları daha detaylı incelenirse;



Şekil 4.28. KH47-M2 α burun açısında Ma:6 hızı için dinamik basınç konturları detayı

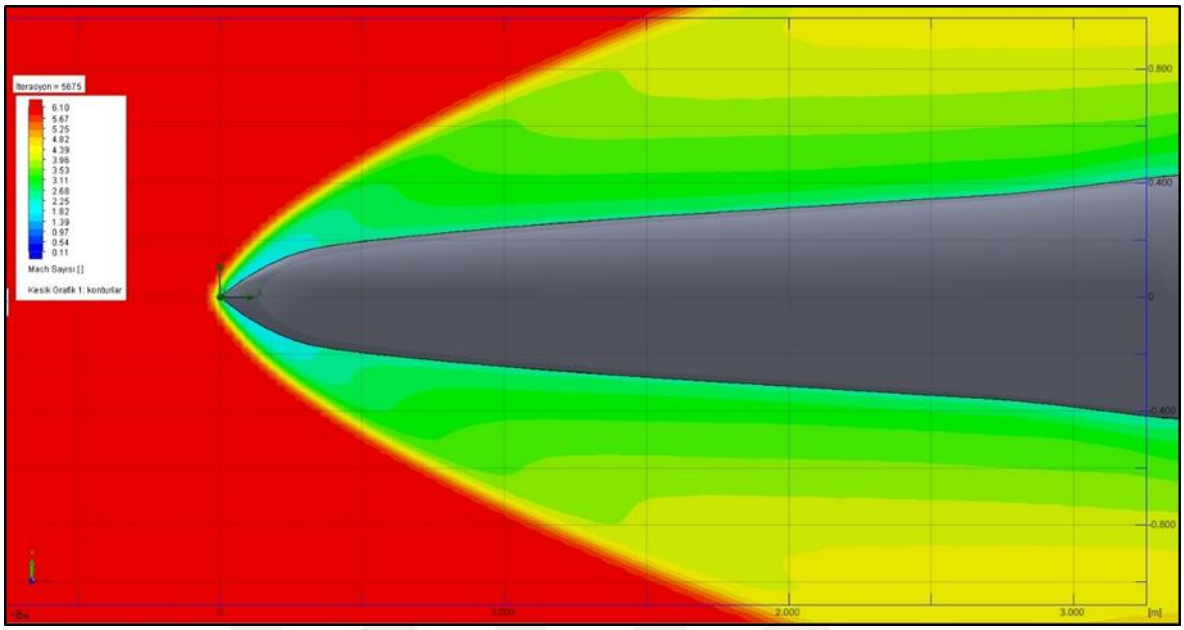
Detayı alınan konturlarda oluşan şok dalgası ve katmaları daha net olarak görülmektedir. Oluşan dalgası boyunca artan dinamik basınç ve şok gerisinde meydana gelen dinamik basınç düşüşü çözümün fiziksel gerçekliklerle uyuştuğunu göstermektedir.

Aynı şekilde Mach sayısı konturları ele alındığında;



Şekil 4.29. KH47-M2 α burun açısında Ma:6 hızı için Mach sayısı konturları

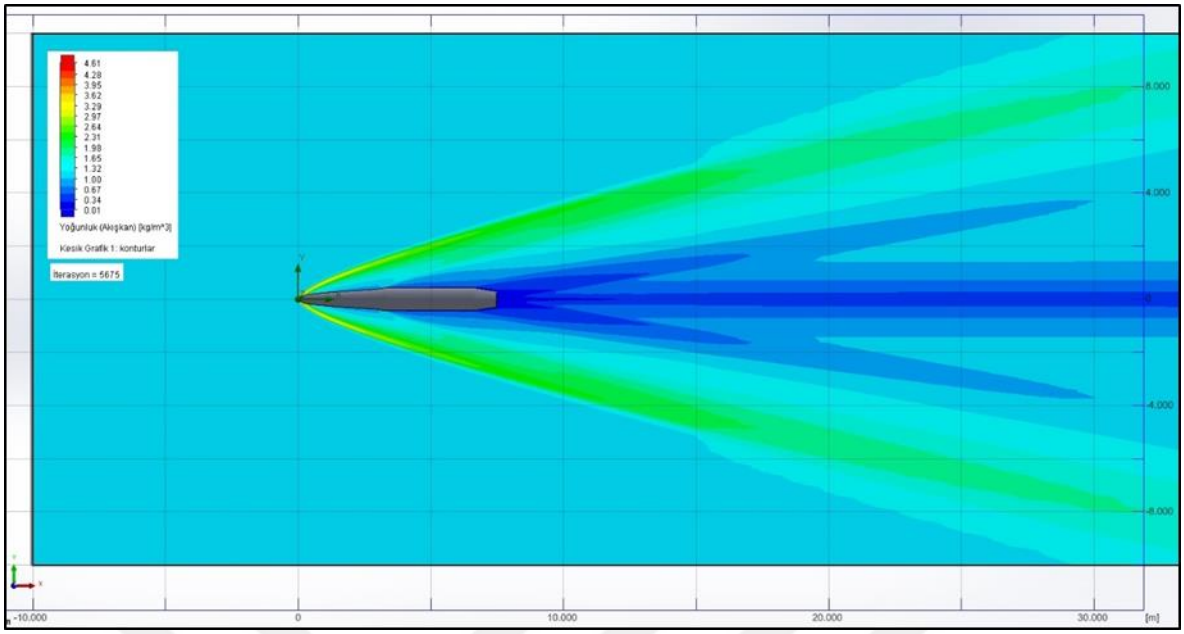
KH47-M2 için burun etrafında oluşan Mach sayısı konturları daha detaylı incelenirse;



Şekil 4.30. KH47-M2 α burun açısında Ma:6 hızı için Mach sayısı konturları detayı

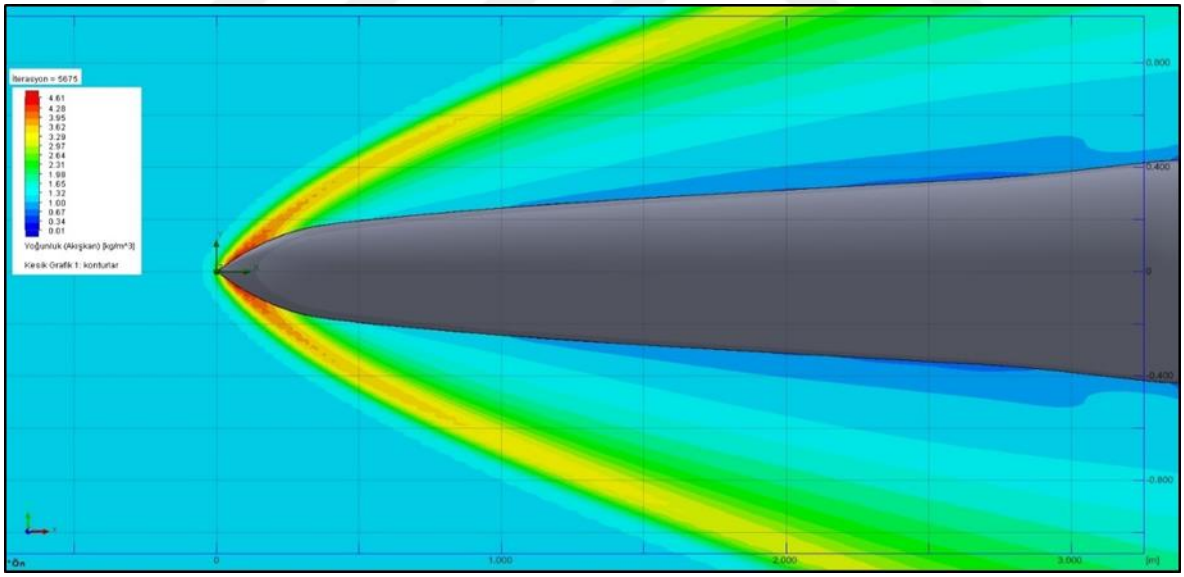
Benzer şekilde Mach sayısı konturları incelendiğinde elde edilen sonuçlar açısından değerlendirme yapılacak olur ise, Mach sayısı eğik şok dalgalarının arkasında önüne göre azalır ama genellikle 1'in üzerinde kalır. Şekil.4.30'a bakıldığında burun ucunda durma noktası etkisiyle Mach sayısı yaklaşık 1 civarındadır. Bu noktadan itibaren Mach sayısı yüzeyden dışa doğru artmaktadır. Özellikle yüzeyden yeteri kadar uzaklaşıldığında serbest akıma ulaştığı görülmektedir. Ayrıca cismin arka noktasında da bir durma noktası oluştuğu görülmektedir. Bu durum şok dalgasının hızı düşürmesinden kaynaklanmaktadır.

KH47-M2 burun açısında 6 Mach hızı için akışkan yoğunluğu konturları ele alındığında;



Şekil 4.31. KH47-M2 α burun açısında Ma:6 hızı için akışkan yoğunluğu konturları

KH47-M2 için burun etrafında oluşan akışkan yoğunluğu konturları daha detaylı incelenirse;

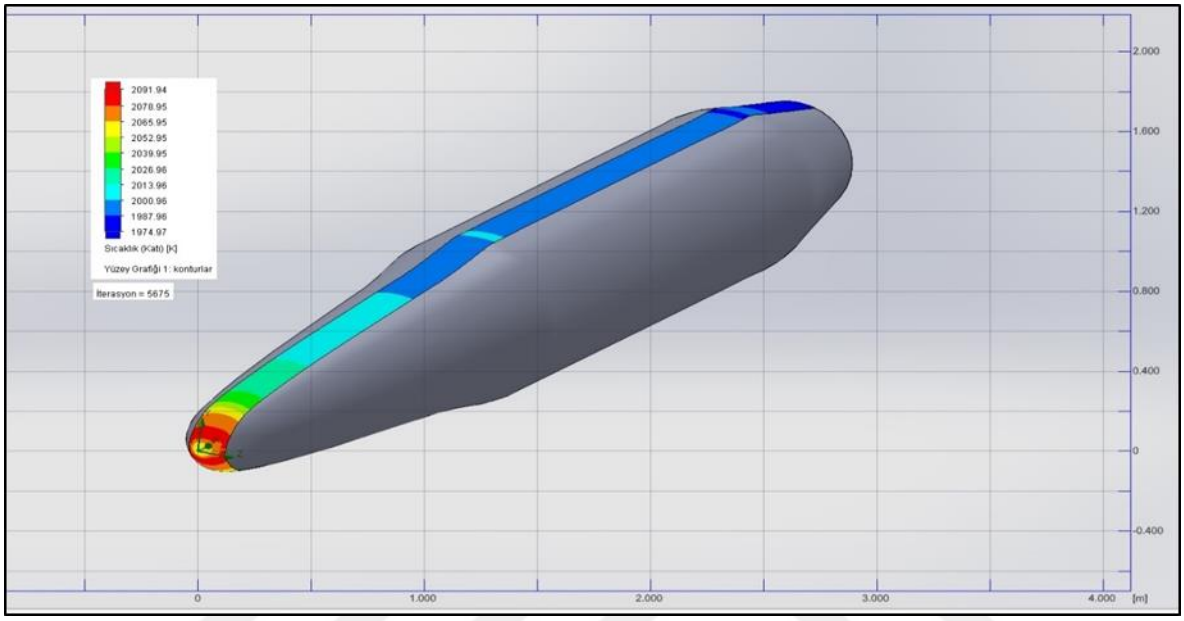


Şekil 4.32. KH47-M2 α burun açısında Ma:6 hızı için akışkan yoğunluğu konturları detayı

Hipersonik akışlarda dikkat edilmesi gereken bir diğer önemli parametre ise akışkanda meydana gelen yoğunluk değişimleridir. Elde edilen sonuçlar ışığında Şekil 4.31 ve Şekil 4.32’ de gösterilen konturlar incelendiğinde, eğik sok dalgasının arkasında yoğunluk artar. Şekil4.37 incelendiğinde burun ucunda eğik şok dalgasının arkasında yoğunluk artmaktadır. Burun ucundan arkaya doğru ilerledikçe yoğunluk azalmakta ve serbest akım yoğunluğuna

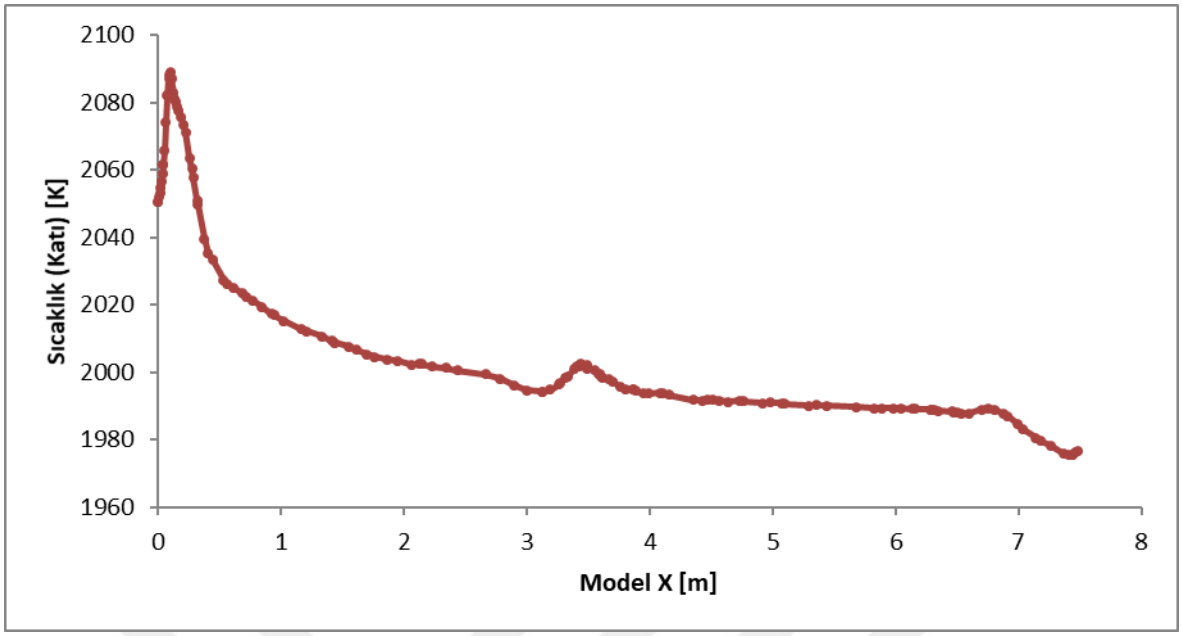
ulaşmaktadır. Cismin arka noktalarına özellikle kuyruk ucuna doğru ilerledikçe Prandtl-Meyer genişleme dalgalarının etkileriyle yoğunluk azalmaktadır

KH47-M2 burun açısında 6 Mach hızı için yüzey sıcaklık dağılımı konturları ele alındığında;

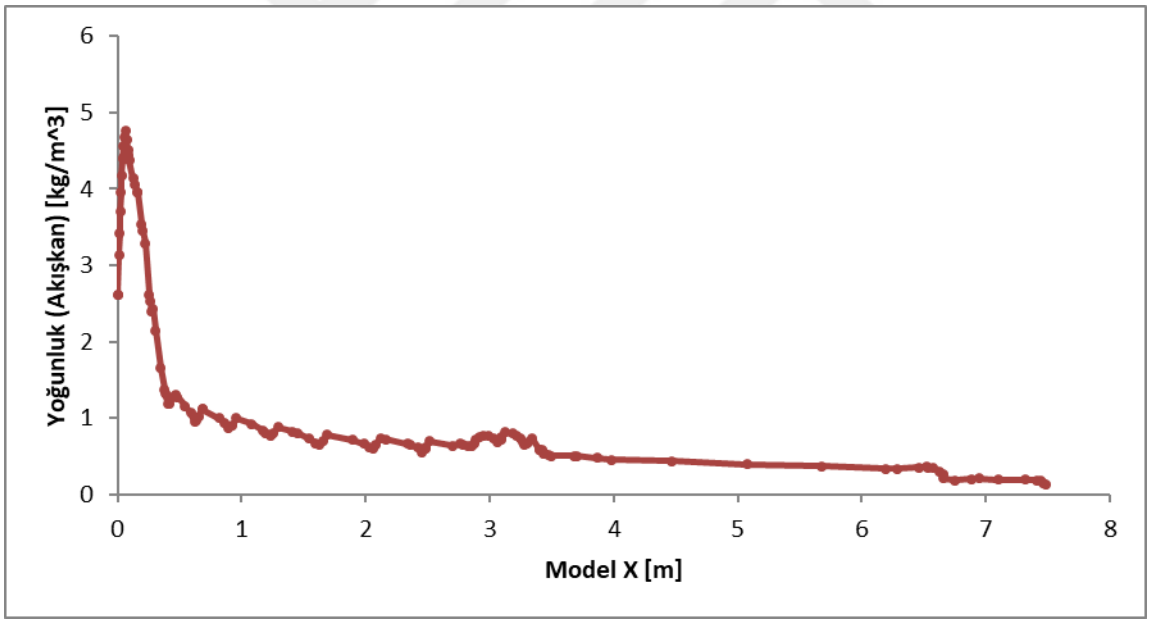


Şekil 4.33. KH47-M2 α burun açısında Ma:6 hızı için yüzey sıcaklık dağılımı konturları

Hipersonik akışlarda bir diğer önemli parametre ise yüzey sıcaklıklarıdır. Hipersonik hızlarda kullanılmak üzere tasarımı yapılacak olan unsur için bu sıcaklık değerleri oldukça önemlidir. Gerek kullanılan malzeme gerekse burun açısı değerlerini doğrudan etkileyen öneli bir parametredir. Dolayısıyla elde edilen sonuçlarda burun bölgesinde yüzey sıcaklıkları açısından değerlendirme yapılacak olur ise, şok dalgasının arkasında sıcaklık önüne göre artması beklenir. Şekil incelendiğinde şok dalgasının hemen arkasında sıcaklık maksimuma ulaşmıştır. Şok dalgasında uzaklaştıkça sıcaklığın azalması beklenen bir durumdur. Özellikle arka tarafta oluşan Prandtl-Meyer genişleme dalgasının yarattığı etkiyle sıcaklık beklendiği gibi azalmıştır. Elde edilen sonuçlar üzerinden yüzey üzerinde sıcaklık ve akışkan yoğunluk grafikler ise Şekil 4.34 ve Şekil 4.35'de gösterilmiştir.

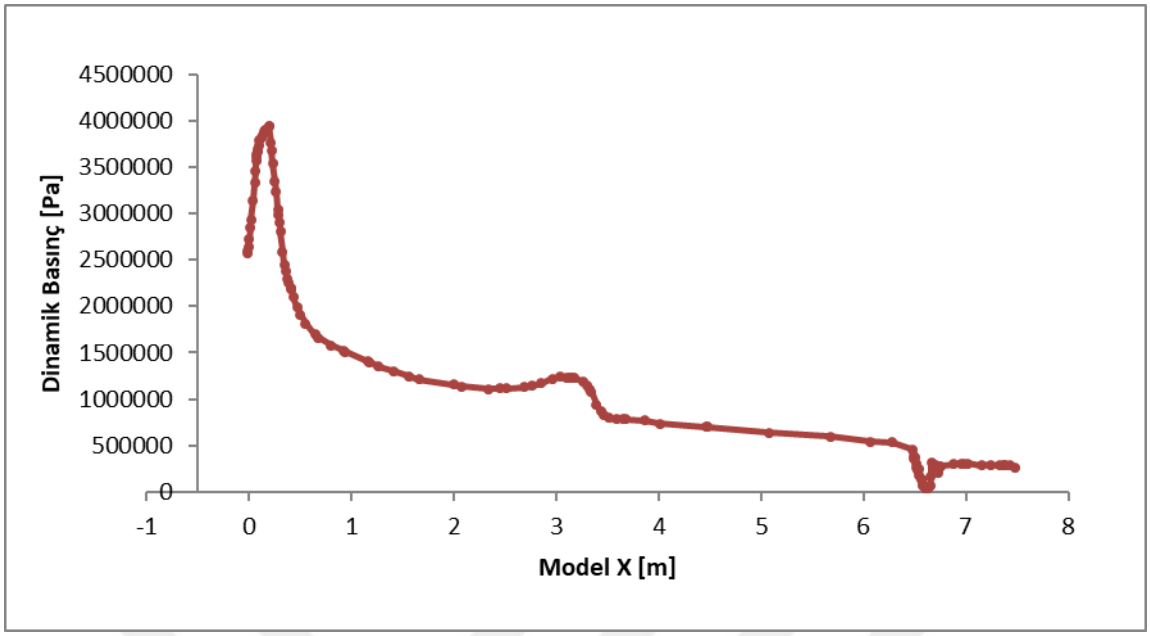


Şekil 4.34. KH47-M2 α burun açısında Ma:6 hızı için yüzey sıcaklık grafiği

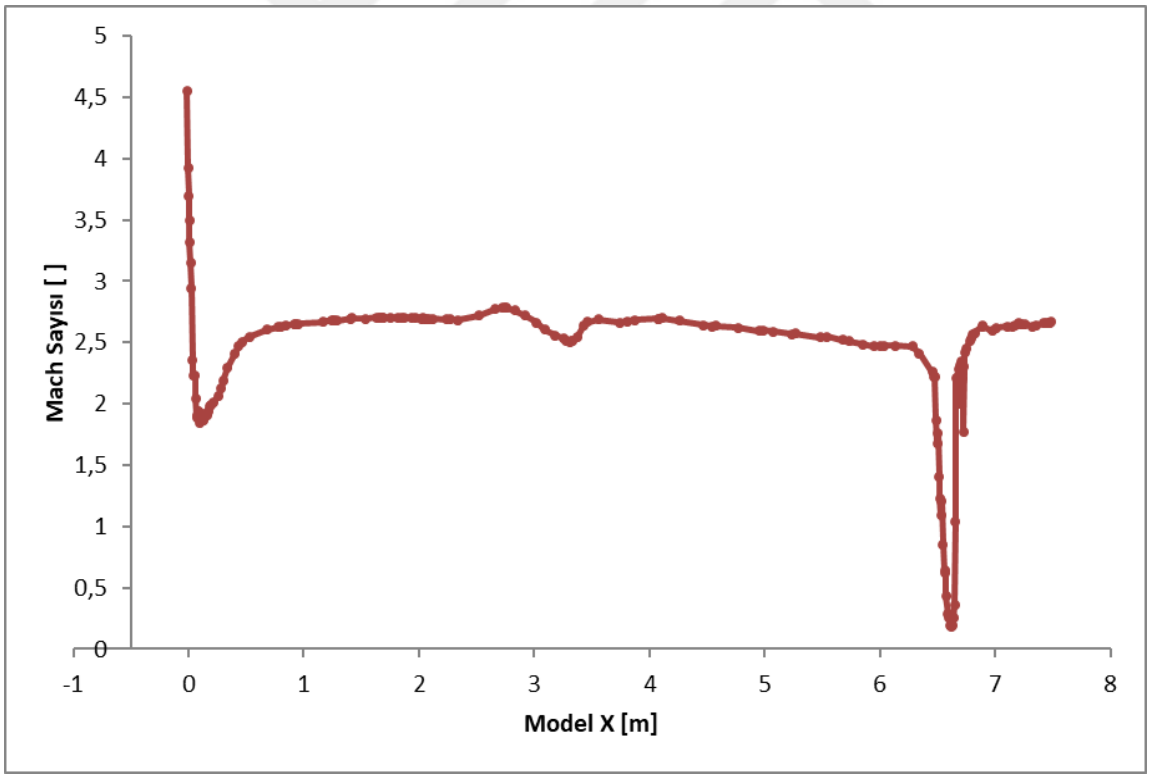


Şekil 4.35. KH47-M2 α burun açısında Ma:6 hızı için akışkan yoğunluğu grafiği

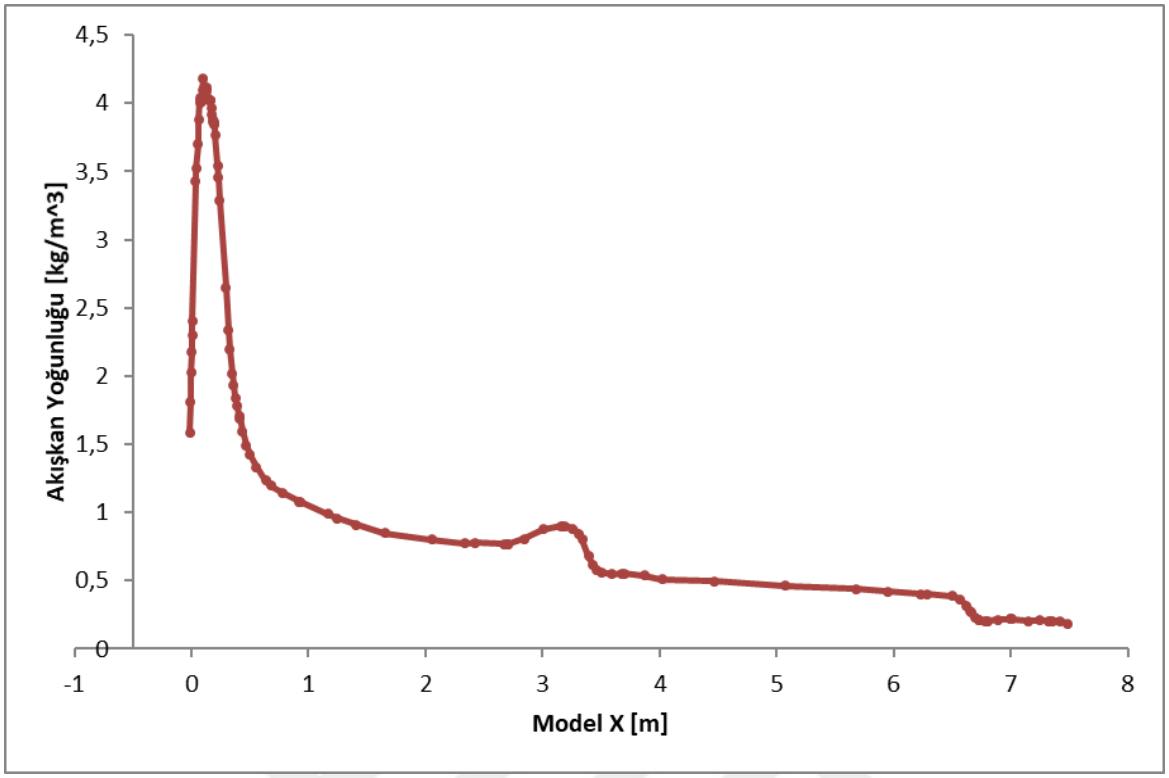
Yapılan bu analizde cidar kenarından 25mm mesafe baz alınarak dinamik basınç, Mach sayısı, akışkan yoğunluğu grafikleri oluşturulmuştur ve Şekil 4.36, Şekil 4.37 ve Şekil 4.38' de gösterilmiştir. Şekil 4.36' da gösterilen grafikte geometri değişimi sebebiyle 6-7 arasındaki bölgede düşen noktanın olduğu yerde Prandtl-Meyer genişleme dalgası oluşuyor. Bu dalganın arkasında hız artar basınç, sıcaklık, yoğunluk düşer.



Şekil 4.36. KH47-M2 α burun açısında Ma:6 hızı için dinamik basınç değişimi



Şekil 4.37. KH47-M2 α burun açısında Ma:6 hızı için Mach sayısı değişimi

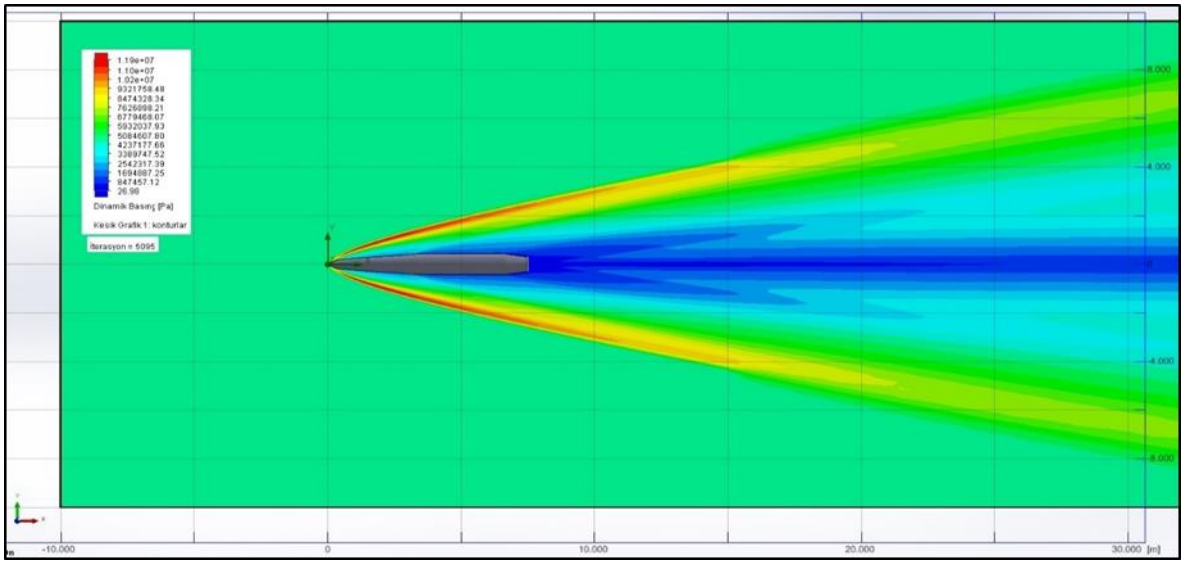


Şekil 4.38. KH47-M2 α burun açısında Ma:6 hızı için akışkan yoğunluğu değişimi grafiği

Cidar yüzeyinden 25mm mesafe baz alınarak elde edilen dinamik basınç, Mach sayısı ve akışkan yoğunluğu değişimleri incelendiğinde en yüksek değişimin burun bölgesinde gerçekleştiği ve sonuçların fiziksel gerçekliklerle örtüştüğü saptanmıştır. Şekil 4.38'de verilen grafikte 6 Mach hız koşulları altında burun bölgesinde 6 Mach hızına ulaşılamadığı dolayısıyla oluşması beklenen şok dalgasının meydan geldiği görülmektedir. Bu açıdan burun açısının oluşacak olan şok dalgasına ve şok dalgası oluşumuna bağlı olarak değişiklik gösterecek olan yüzey sıcaklığı değişimlerini doğrudan etkilediği açıkça ortaya konmuştur.

4.4.2. KH47-M2 Kinzhal füzesi 8 Mach hızı için HAD analizi sonuçları

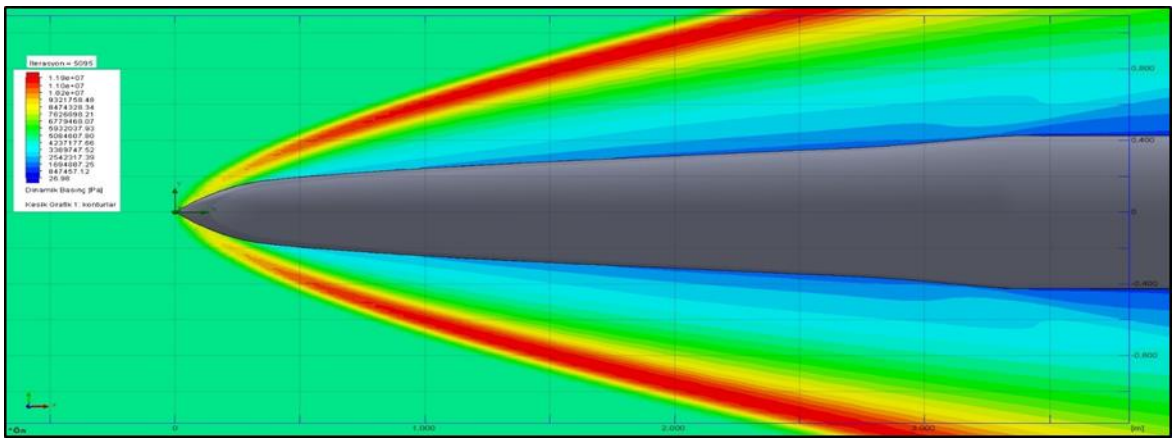
KH47-M2 burun açısında 8 Mach hızı için akışkan dinamik basınç konturları ele alındığında;



Şekil 4.39. KH47-M2 α burun açısında Ma:8 hızı için dinamik basınç konturları

Mach sayısı arttıkça fiziksel olarak gerçekleşmesi beklenen durum eğik şok dalgasının yüzeye yaklaşmasıdır. Dinamik basınç konturları incelendiğinde elde edilen sonuçların beklenen sonuçları doğruladığı gözlemlenmiştir. Oluşan şok dalgası net bir biçimde görünmektedir. Şok dalgası oluşumunun fiziği ele alındığında sonuçların uygunluğu tespit edilmiştir. Elde edilen konturlar daha detaylı olarak Şekil 4.39 ve Şekil 4.40' da gösterilmiştir.

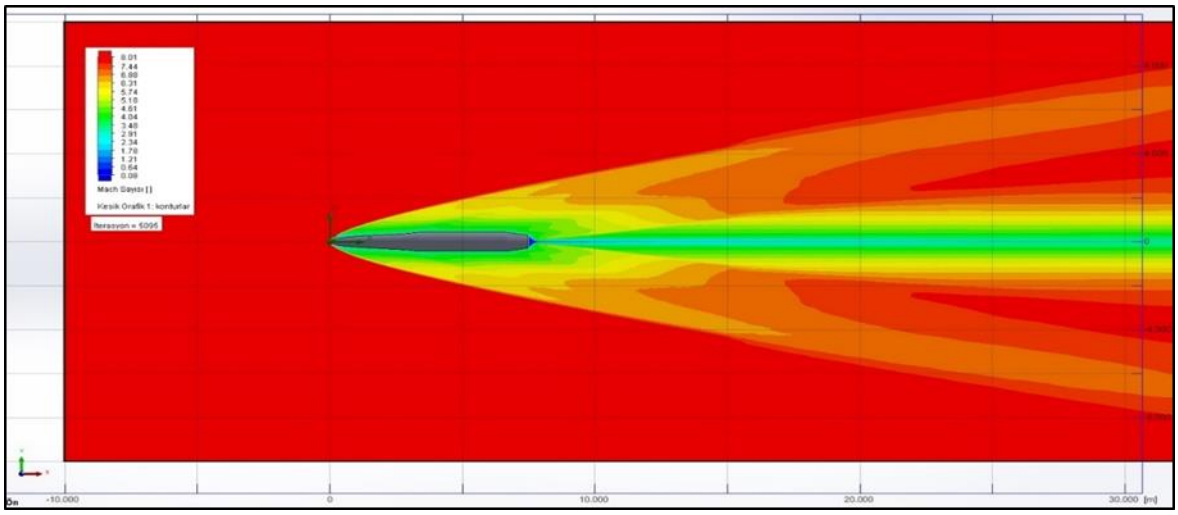
KH47-M2 için burun etrafında oluşan dinamik basınç konturları daha detaylı incelenirse;



Şekil 4.40. KH47-M2 α burun açısında Ma:8 hızı için dinamik basınç konturları detayı

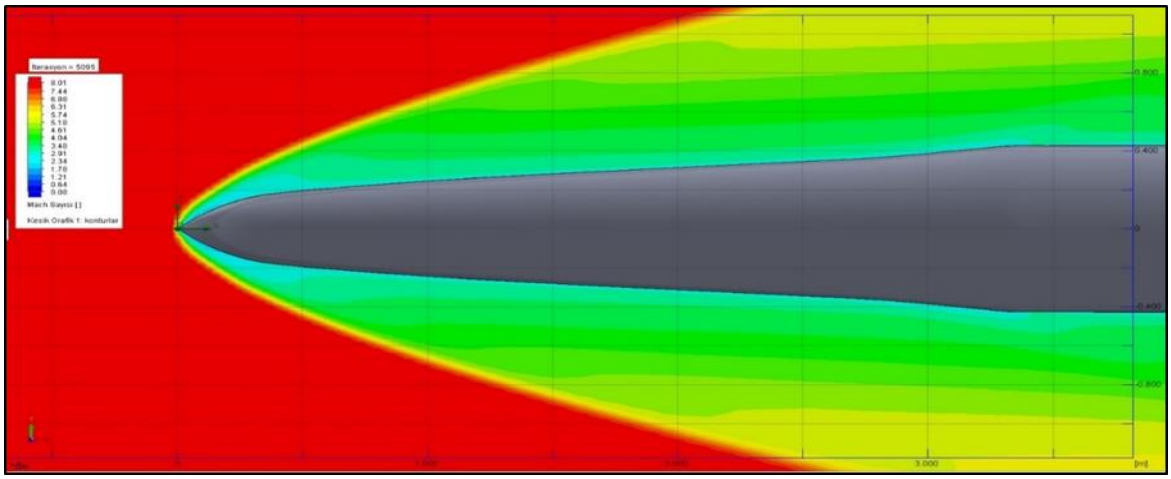
Detayı alınan konturlarda oluşan şok dalgası ve katmaları daha net olarak görülmektedir. Oluşan dalgası boyunca artan dinamik basınç ve şok gerisinde meydana gelen dinamik basınç düşüşü çözümün fiziksel gerçekliklerle uyuştuğunu göstermektedir. 8 Mach hızı için yapılan bu analizde şok dalgasının cidara daha yakın konumlandığı görülmektedir. Bununla birlikte 8 Mach hızında elde edilen sonuçlara göre dinamik basınç değerlerinin yüksek değerlerde burun sıfır noktasından X ekseninde yaklaşık 8 metre uzunluğuna ve Y ekseninde yaklaşık 3 metre mesafeye kadar uzandığı görülmektedir.

Aynı şekilde Mach sayısı konturları ele alındığında;



Şekil 4.41. KH47-M2 α burun açısında Ma:8 hızı için Mach sayısı konturları

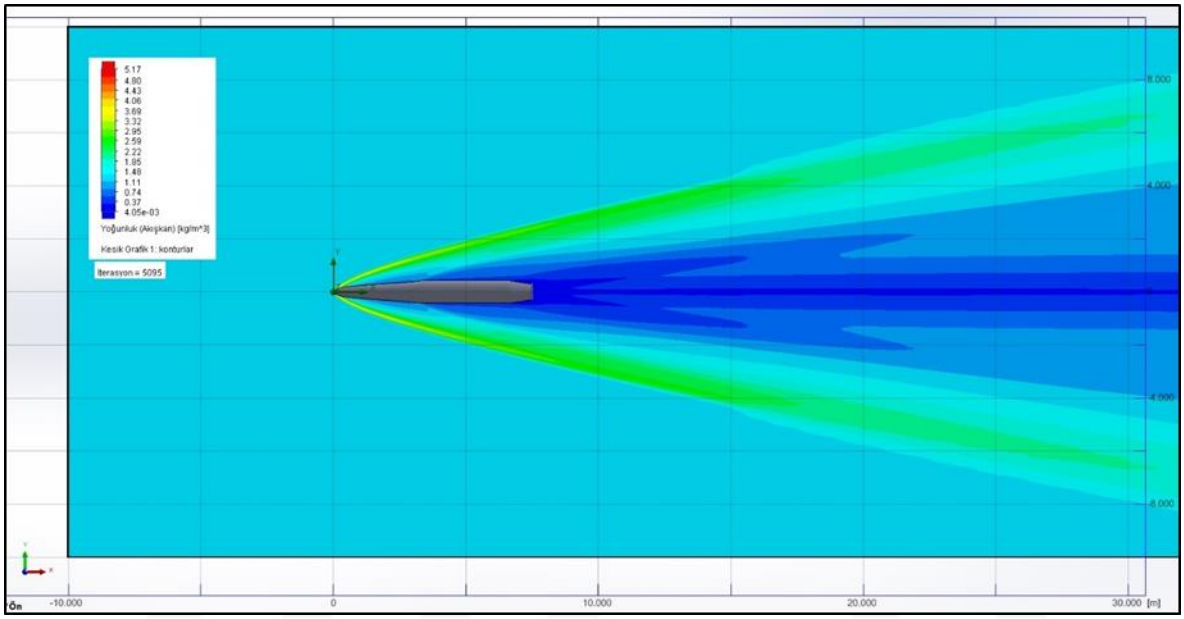
KH47-M2 için burun etrafında oluşan Mach sayısı konturları daha detaylı incelenirse;



Şekil 4.42. KH47-M2 α burun açısında Ma:8 hızı için Mach sayısı konturları detayı

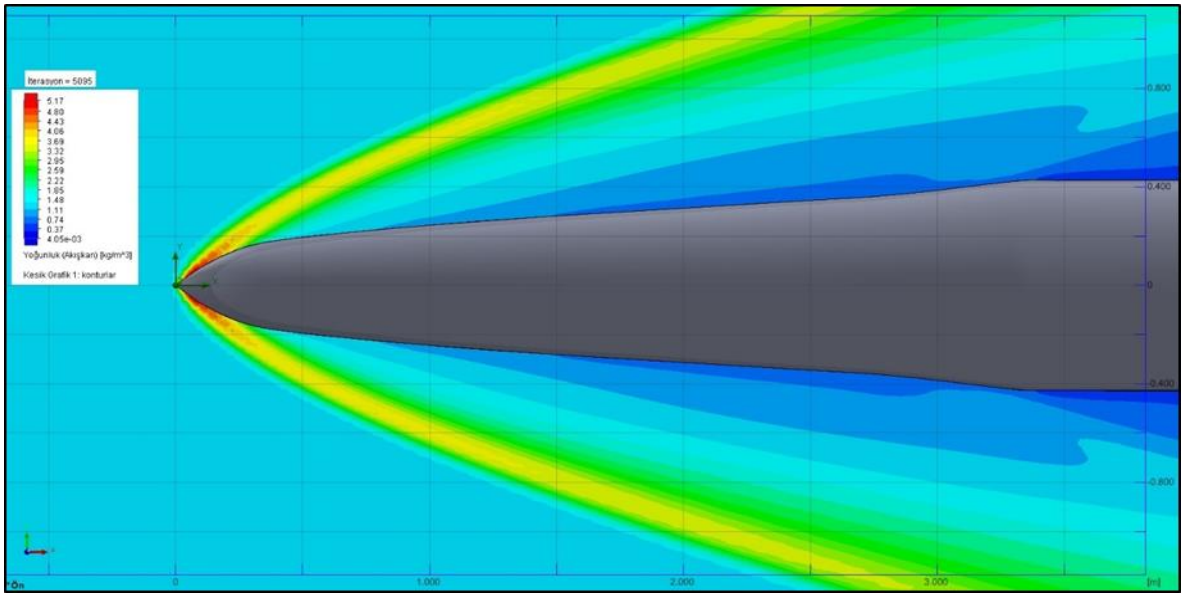
Benzer şekilde Mach sayısı konturları incelendiğinde elde edilen sonuçlar hipersonik akışlarda meydana gelen fiziksel gerçekliklerle uyumluluk göstermekle birlikte şok dalgası daha net bir biçimde görünmekte ve burun bölgesinde oluşan farklar açıkça görülmektedir.

KH47-M2 burun açısında 8 Mach hızı için akışkan yoğunluğu konturları ele alındığında;



Şekil 4.43. KH47-M2 α burun açısında Ma:8 hızı için akışkan yoğunluğu konturları

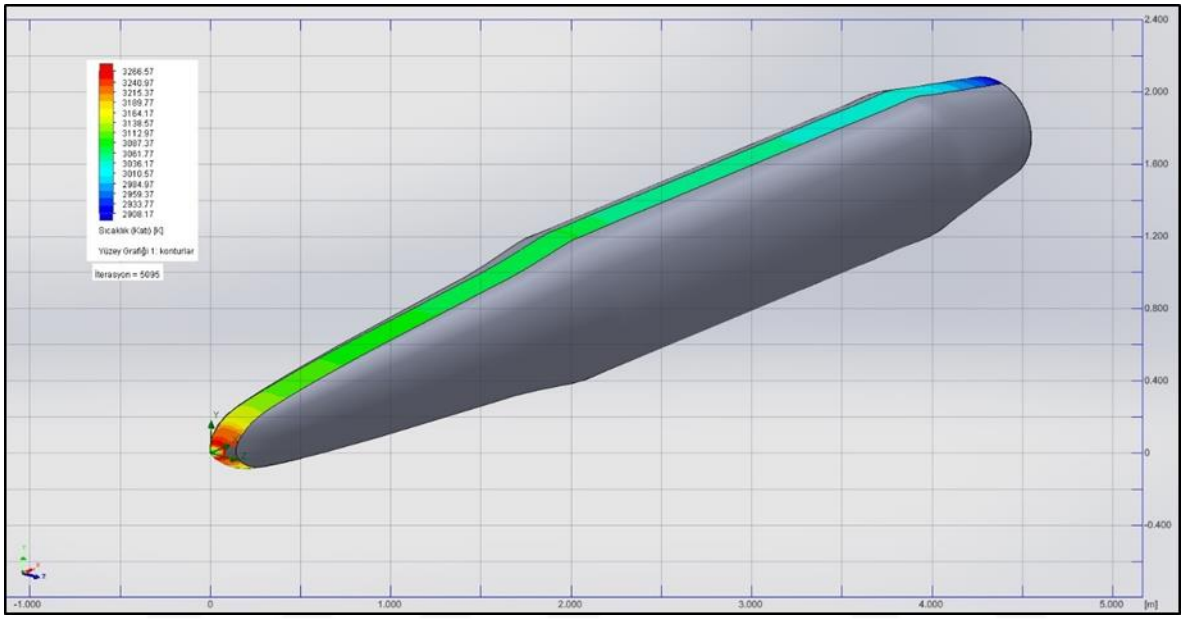
KH47-M2 için burun etrafında oluşan akışkan yoğunluğu konturları daha detaylı incelenirse;



Şekil 4.44. KH47-M2 α burun açısında Ma:8 hızı için akışkan yoğunluğu konturları detayı

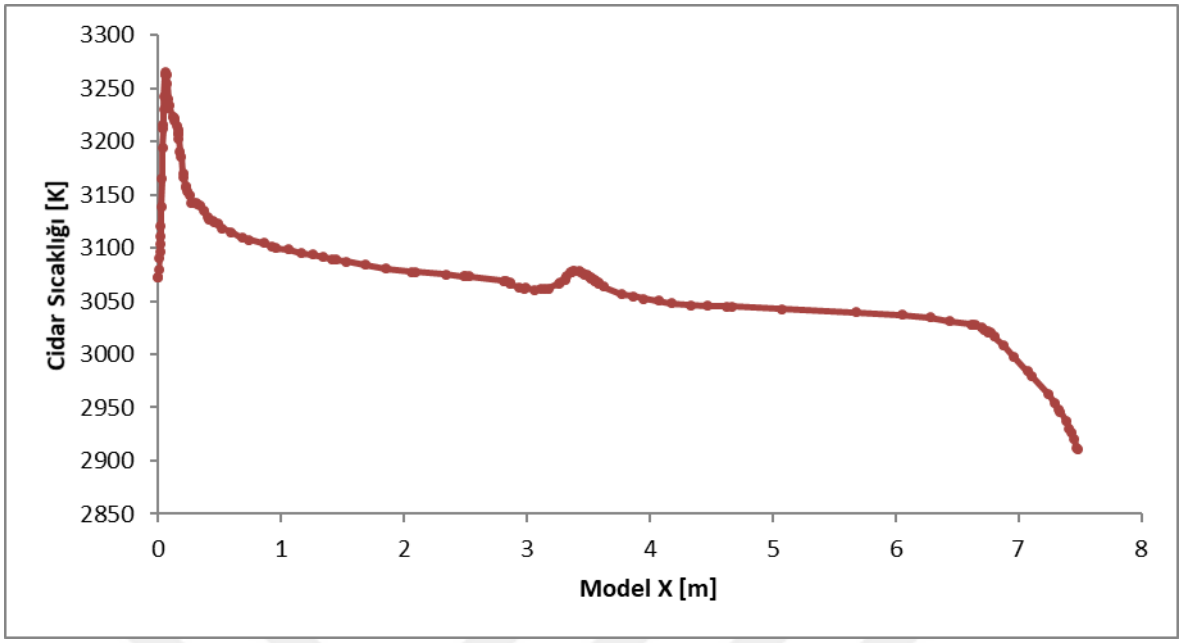
Elde edilen sonuçlar ışığında Şekil 4.43 ve Şekil 4.44’ da gösterilen konturlar incelendiğinde oluşan yoğunluk katmanlarının fiziksel gerçekliklerle örtüştüğü tespit edilmiştir. Oluşan katmanlar daha net olarak görülmektedir.

KH47-M2 burun açısında 8 Mach hızı için yüzey sıcaklık dağılımı konturları ele alındığında;

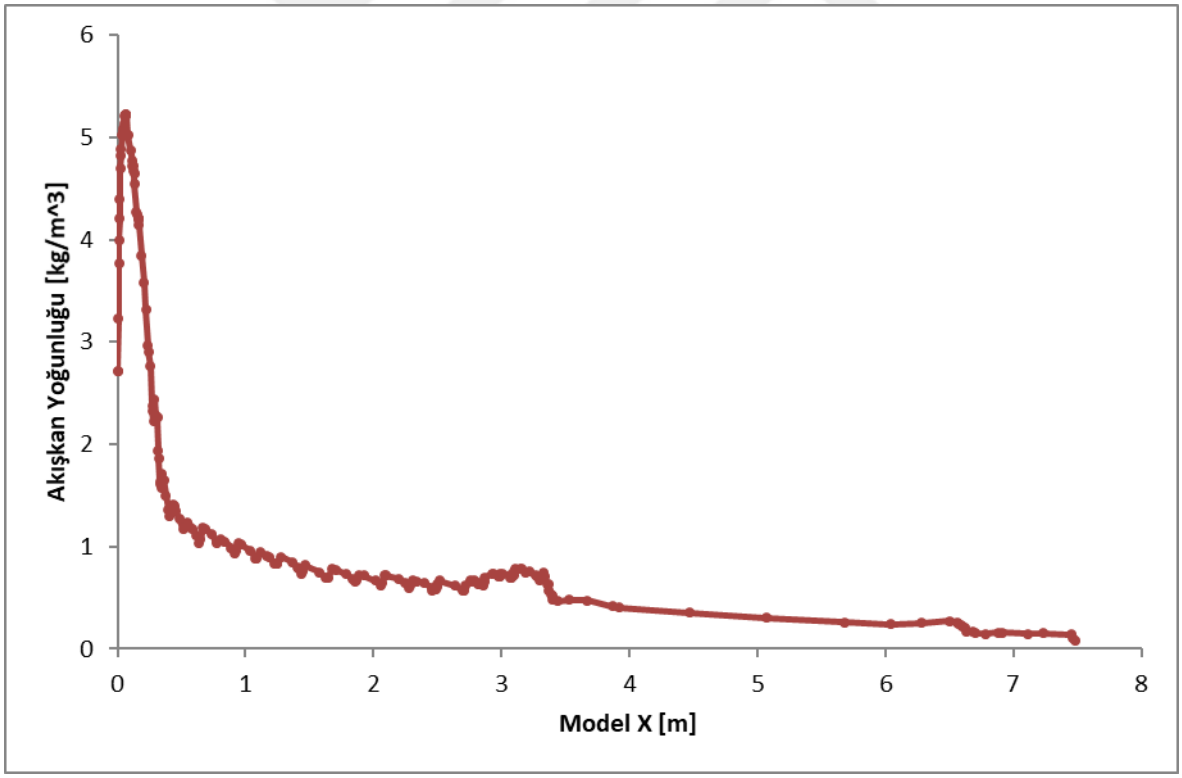


Şekil 4.45. KH47-M2 α burun açısında Ma:8 hızı için yüzey sıcaklık dağılımları

Elde edilen sonuçlarda burun bölgesinde yüzey sıcaklıklarının fiziksel gerçekliklerle uyumlu olduğu saptanmıştır. Bu sonuçlar üzerinden yüzey üzerinde sıcaklık ve akışkan yoğunluk grafikler ise Şekil 4.46 ve Şekil 4.47’ de gösterilmiştir. Grafikler incelendiğinde oluşan yüzey sıcaklıklarının fiziksel gerçekliklerle paralellik gösterdiği saptanmış ve burun açısı değişimi olmadan hız değişiminin etkilerini göz önüne sermiştir.

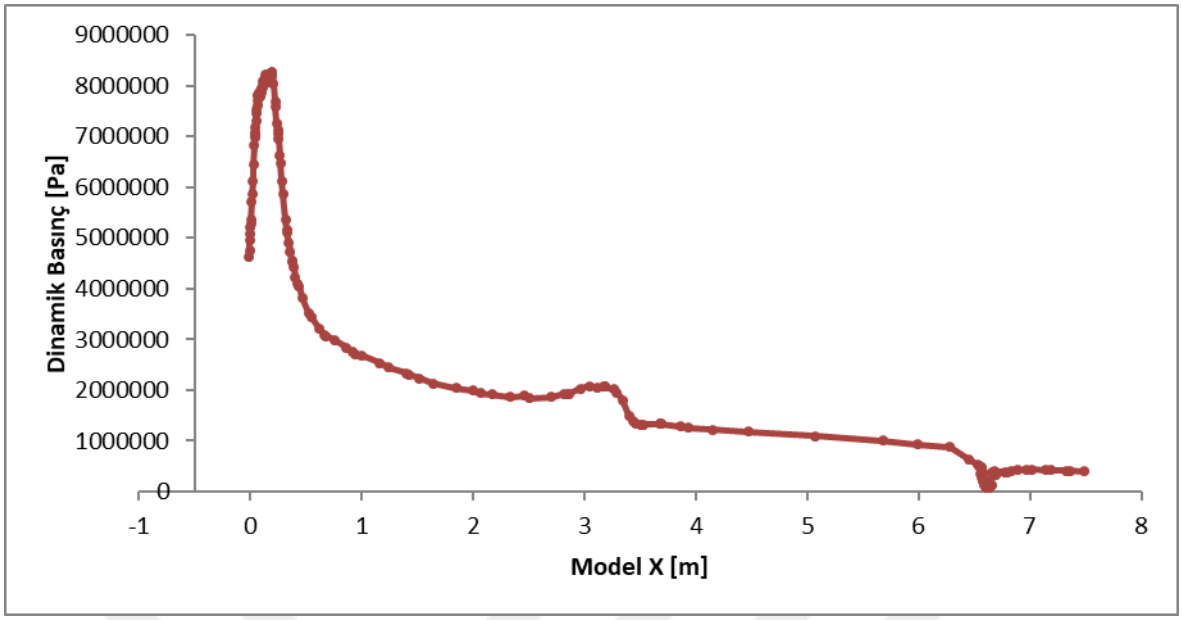


Şekil 4.46. KH47-M2 α burun açısında Ma:8 hızı için yüzey sıcaklık dağılımları grafiği

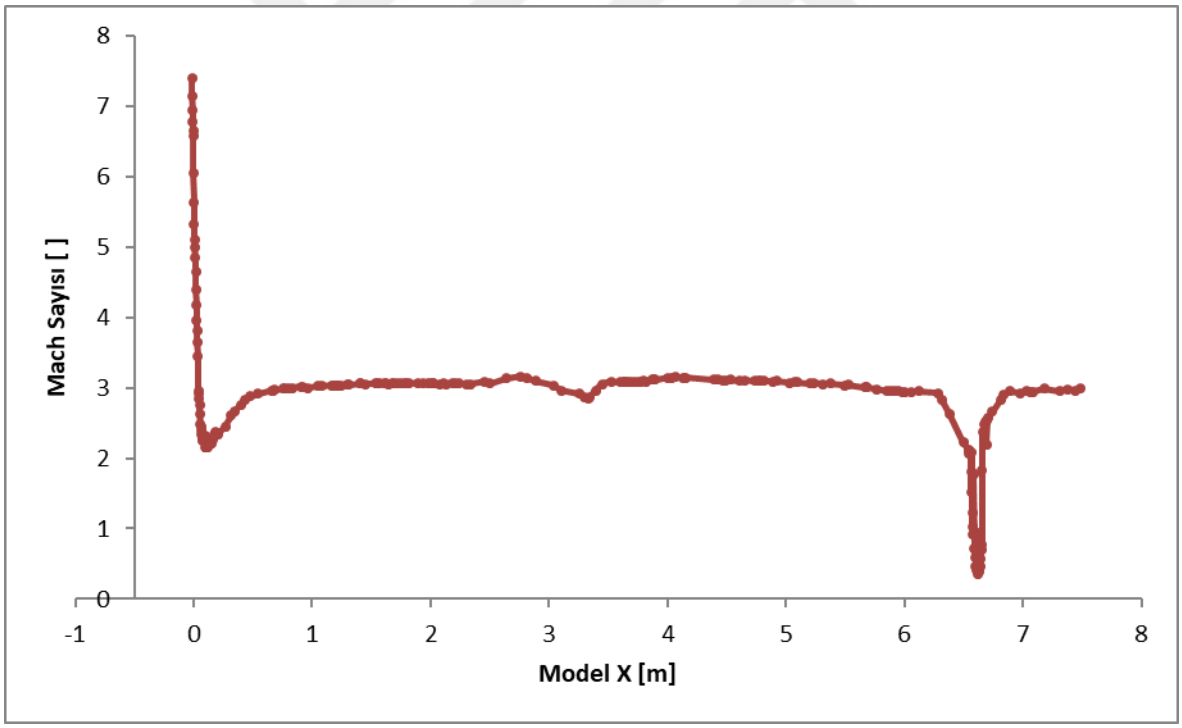


Şekil 4.47. KH47-M2 α burun açısında Ma:8 hızı için yüzey akışkan yoğunluk grafiği

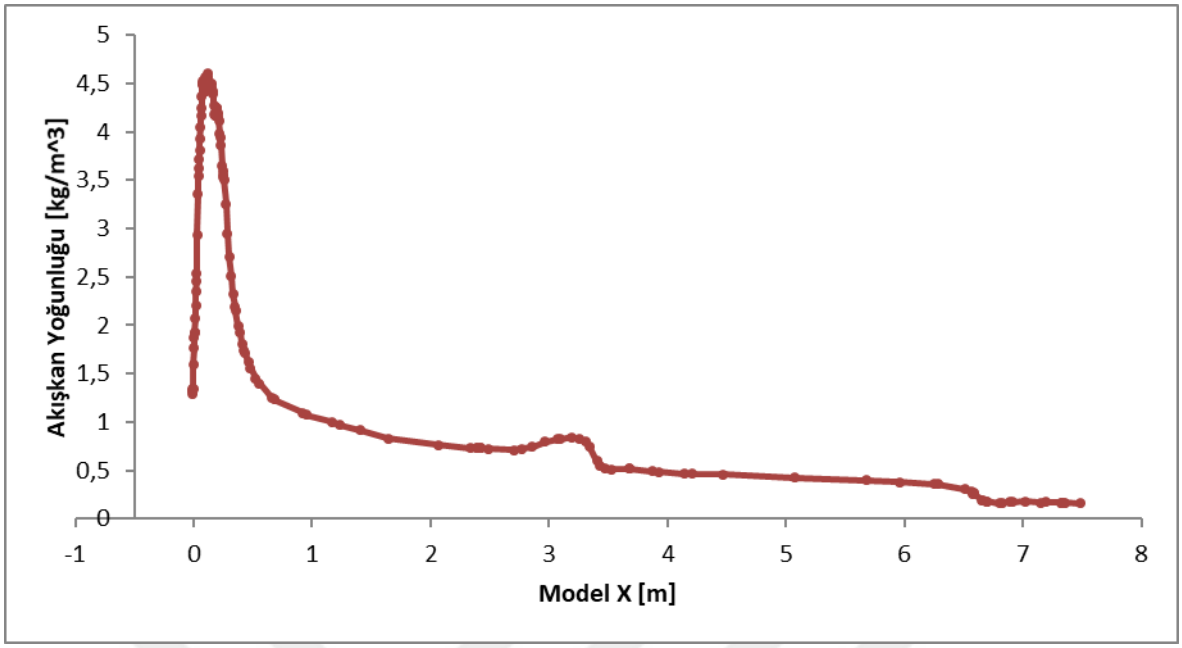
Yapılan bu analizde cidar kenarından 25mm mesafe baz alınarak dinamik basınç, Mach sayısı, akışkan yoğunluğu grafikleri oluşturulmuştur ve Şekil 4,48, Şekil 4.49 ve Şekil 4.50' de gösterilmiştir.



Şekil 4.48. KH47-M2 α burun açısında Ma:8 hızı için dinamik basınç değişimi grafiği



Şekil 4.49. KH47-M2 α burun açısında Ma:8 hızı için Mach sayısı değişimi grafiği

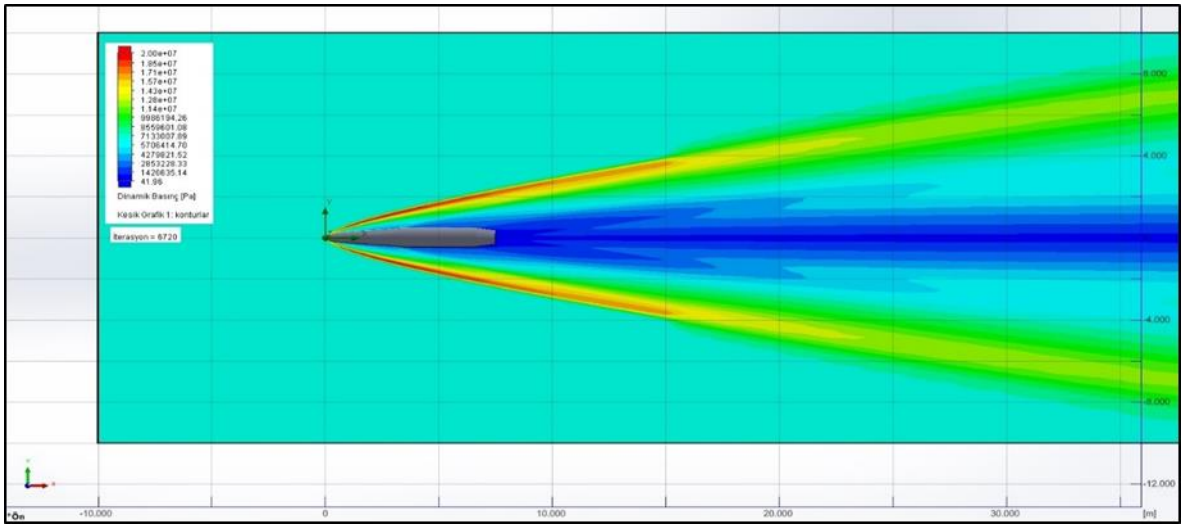


Şekil 4.50. KH47-M2 α burun açısında Ma:8 hızı için akışkan yoğunluk değişimi grafiği

Cidar yüzeyinden 25mm mesafe baz alınarak elde edilen dinamik basınç, Mach sayısı ve akışkan yoğunluğu değişimleri incelendiğinde en yüksek değişimin burun bölgesinde gerçekleştiği ve sonuçların fiziksel gerçekliklerle örtüştüğü saptanmıştır. Şekil 4.49'da verilen grafikte 8 Mach hız koşulları altında burun bölgesinde 8 Mach hızına ulaşılamadığı dolayısıyla oluşması beklenen şok dalgasının meydan geldiği görülmektedir. Bu açıdan burun açısı değişimi olmaksızın akışan hızının değişiminin etkileri ortaya konmuştur.

4.4.3. KH47-M2 Kinzhal füzesi 10 Mach hızı için HAD analizi sonuçları

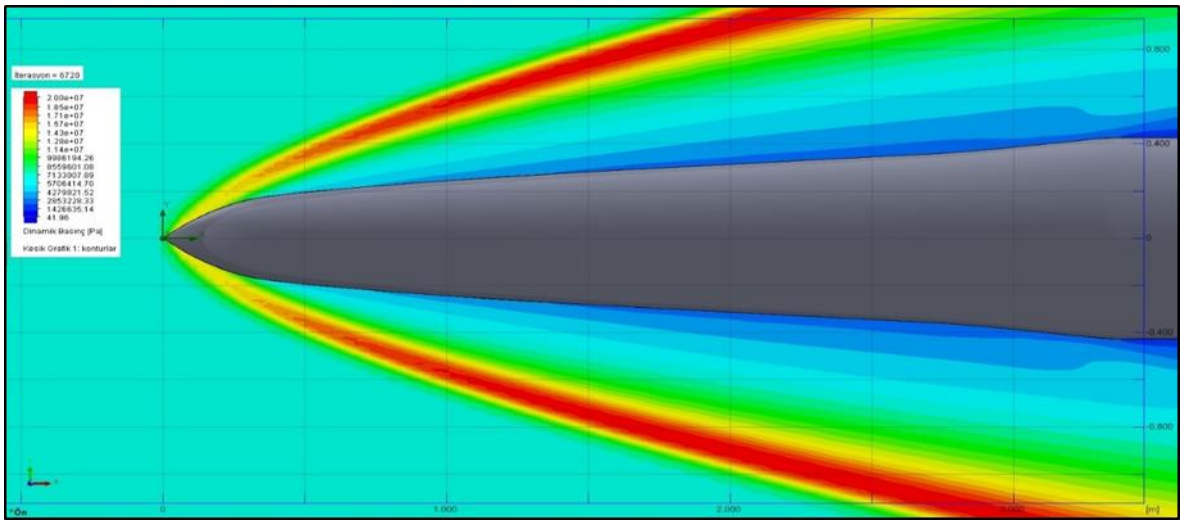
KH47-M2 burun açısında 10 Mach hızı için akışkan dinamik basınç konturları ele alındığında;



Şekil 4.51. KH47-M2 α burun açısında Ma:10 hızı için dinamik basınç konturları

Dinamik basınç konturları incelendiğinde elde edilen sonuçların literatür ile paralellik gösterdiği anlaşılmıştır. Oluşan şok dalgası gayet net bir biçimde görünmektedir. Şok dalgası oluşumunun fiziği ele alındığında sonuçların uygunluğu tespit edilmiştir. Elde edilen konturlar daha detaylı olarak Şekil 4.51 ve Şekil 4.52' de gösterilmiştir.

KH47-M2 için burun etrafında oluşan dinamik basınç konturları daha detaylı incelenirse;

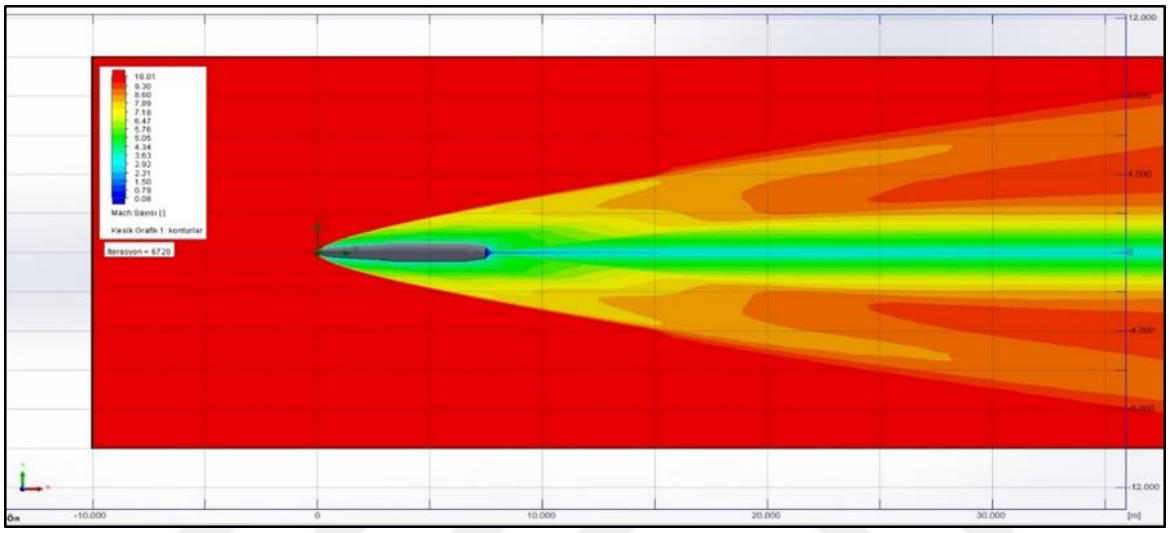


Şekil 4.52. KH47-M2 α burun açısında Ma:10 hızı için dinamik basınç konturları detayı

Detayı alınan konturlarda oluşan şok dalgası ve katmaları daha net olarak görülmektedir. Oluşan dalgası boyunca artan dinamik basınç ve şok gerisinde meydana gelen dinamik basınç düşüşü çözümün fiziksel gerçekliklerle uyuştuğunu göstermektedir. 10 Mach hızı için

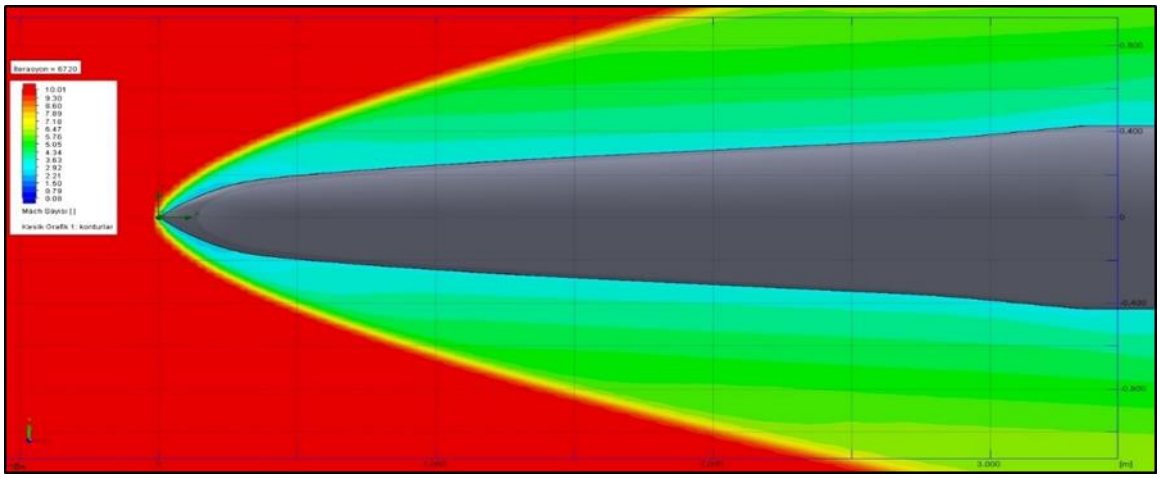
yapılan bu analizde şok dalgasının cidara daha yakın konumlandığı görülmektedir. Ayrıca 10 Mach hızında elde edilen sonuçlara göre dinamik basınç değerlerinin yüksek değerlerde burun sıfır noktasından X ekseninde 10 metre uzunluğuna ve Y ekseninde 4 metre mesafeye kadar uzandığı görülmektedir.

Aynı şekilde Mach sayısı konturları ele alındığında;



Şekil 4.53. KH47-M2 α burun açısında Ma:10 hızı için Mach sayısı konturları

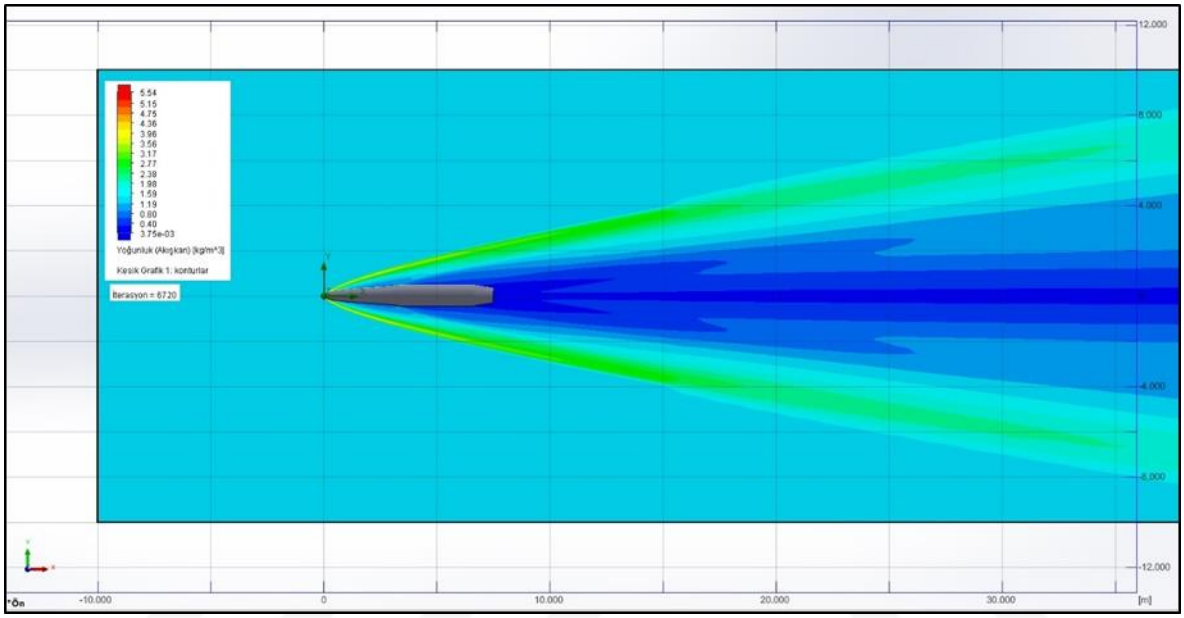
KH47-M2 için burun etrafında oluşan Mach sayısı konturları daha detaylı incelenirse;



Şekil 4.54. KH47-M2 α burun açısında Ma:10 hızı için Mach sayısı konturları detayı

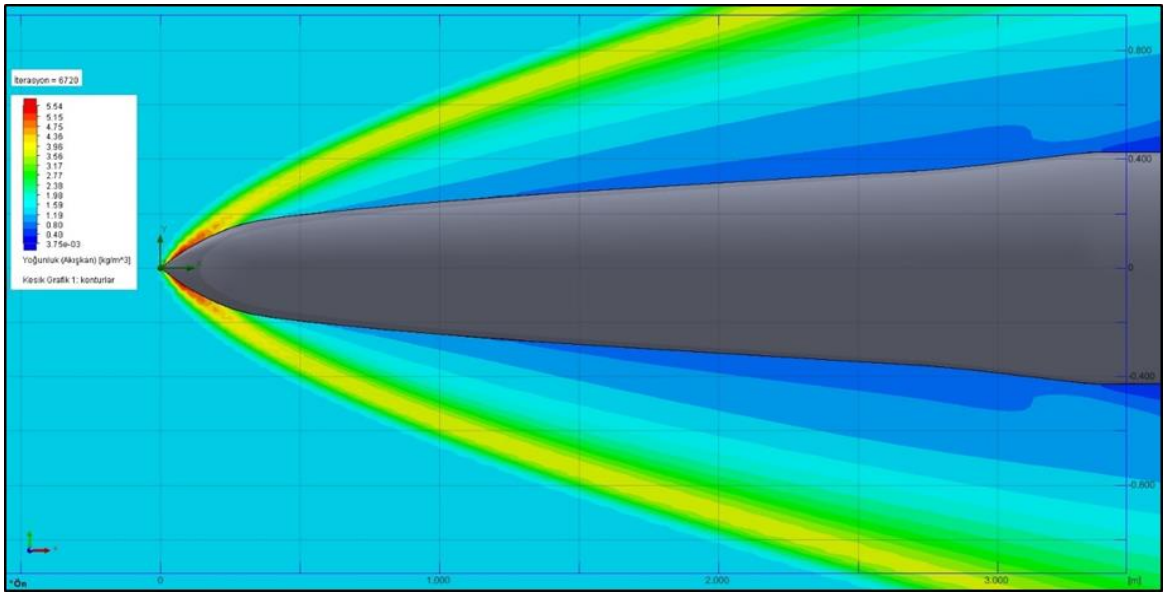
Benzer şekilde Mach sayısı konturları incelendiğinde elde edilen sonuçlar hipersonik akışlarda meydana gelen fiziksel gerçekliklerle uyumluluk göstermekle birlikte şok dalgası daha net bir biçimde görünmekte ve burun bölgesinde oluşan farklar açıkça görülmektedir.

KH47-M2 burun açısında 10 Mach hızı için akışkan yoğunluğu konturları ele alındığında;



Şekil 4.55. KH47-M2 α burun açısında Ma:10 hızı için akışkan yoğunluk konturları

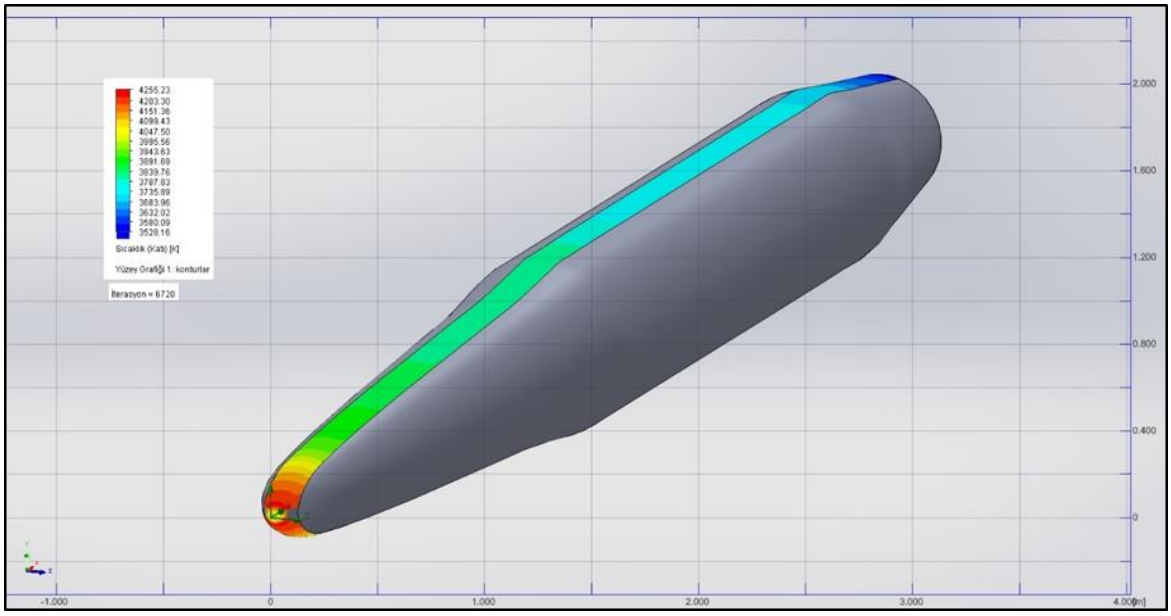
KH47-M2 için burun etrafında oluşan akışkan yoğunluk konturları daha detaylı incelenirse;



Şekil 4.56. KH47-M2 α burun açısında Ma:10 hızı için akışkan yoğunluk konturları detayı

Elde edilen sonuçlar ışığında Şekil 4.55 ve Şekil 4.56’ da gösterilen konturlar incelendiğinde oluşan yoğunluk katmanlarının fiziksel gerçekliklerle örtüştüğü tespit edilmiştir. Oluşan katmanlar daha net olarak görülmektedir. Bunla birlikte oluşan yoğunluk katmaları incelendiğinde cidar bölgesinde oluşan katman kalınlıklarının arttığı görülmektedir.

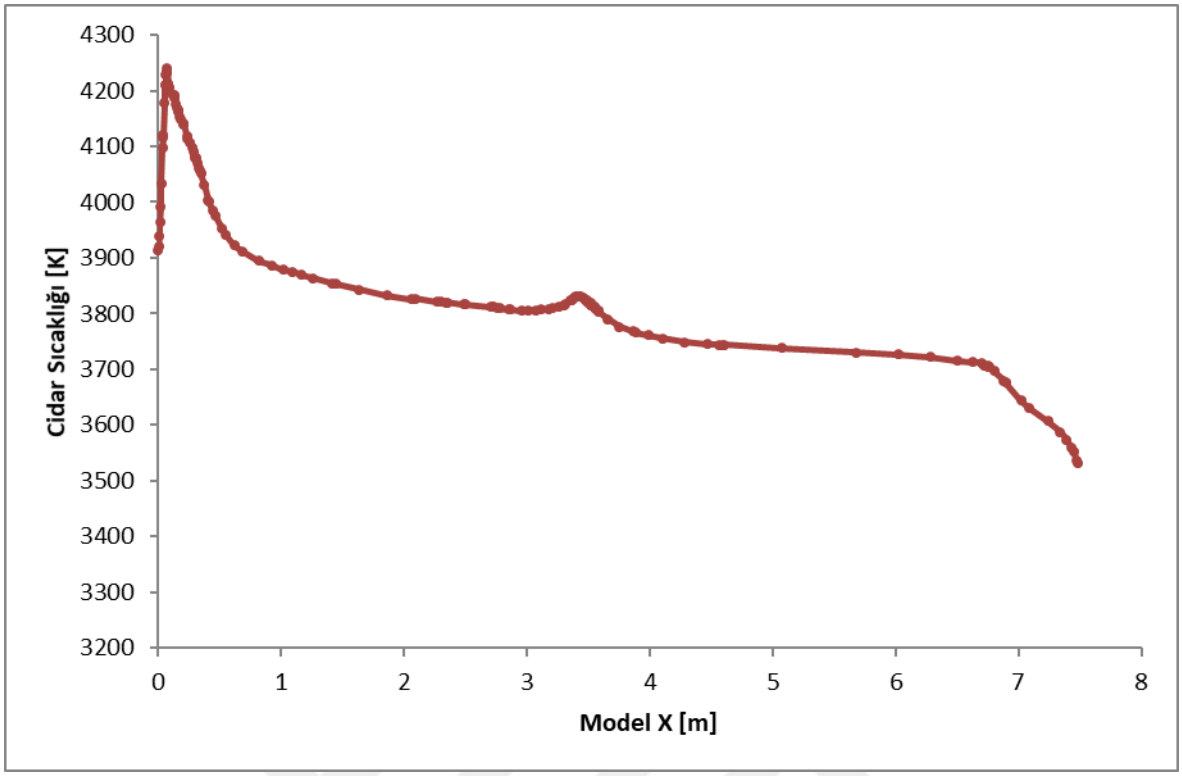
KH47-M2 burun açısında 10 Mach hızı için yüzey sıcaklık dağılımı konturları ele alındığında;



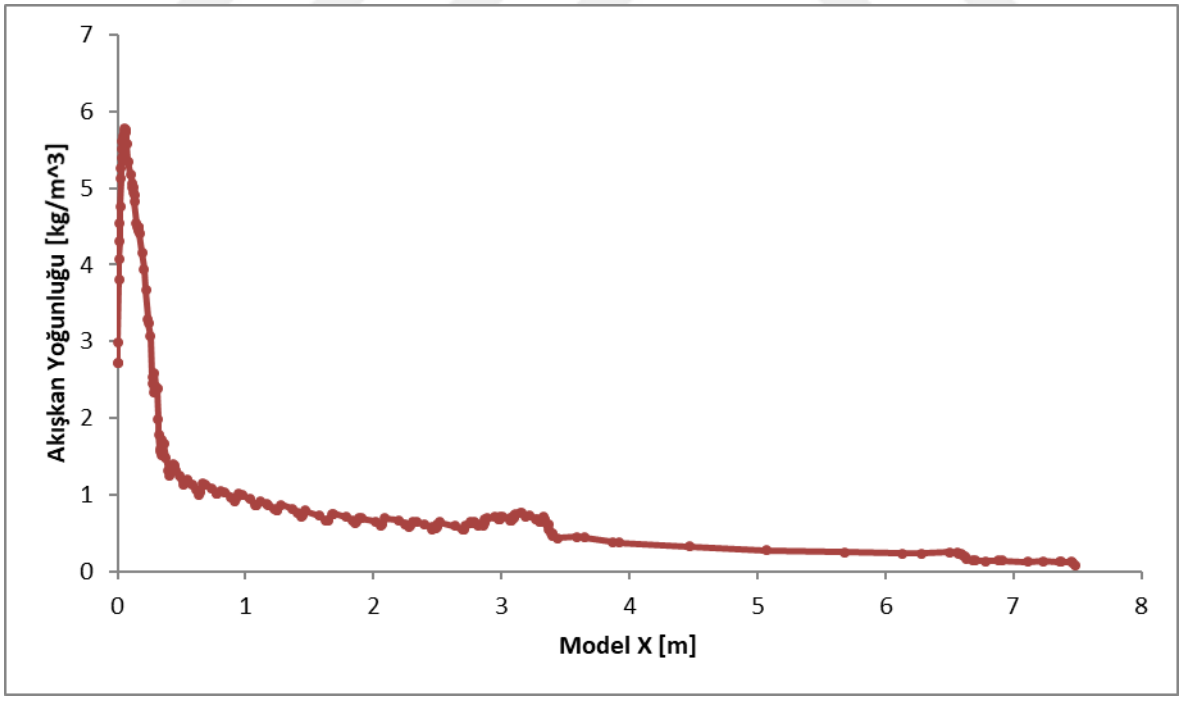
Şekil 4.57. KH47-M2 α burun açısında Ma:10 hızı için yüzey sıcaklık dağılımı konturları

Elde edilen sonuçlar üzerinden yüzey üzerinde sıcaklık ve akışkan yoğunluk grafikler ise Şekil 4.58 ve Şekil 4.59’da gösterilmiştir.

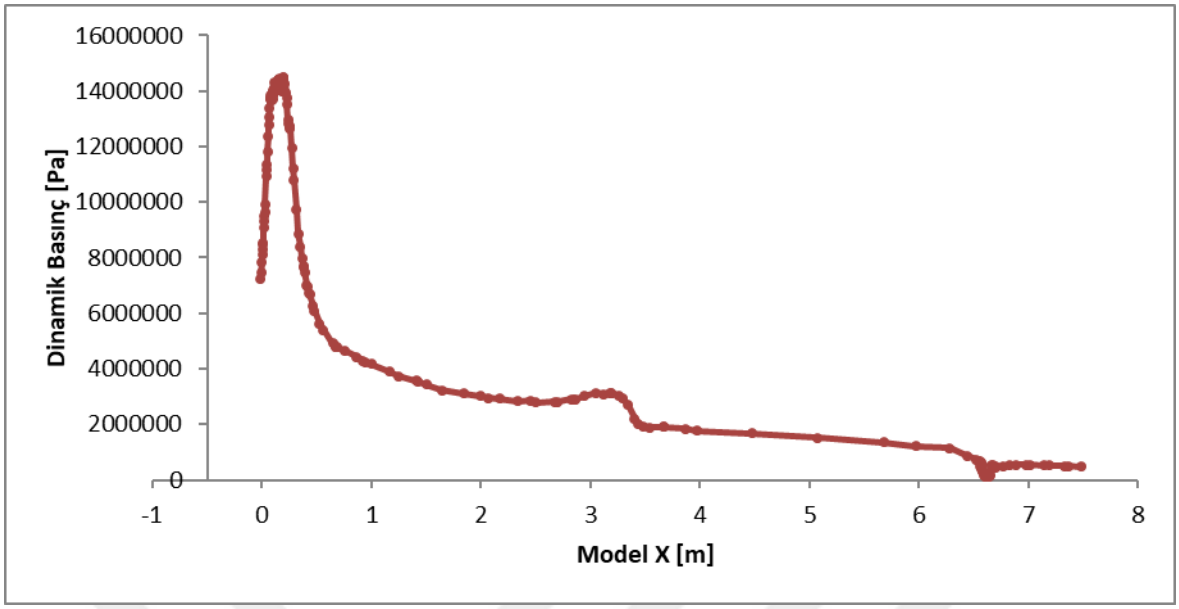
Grafiklerden de anlaşılacağı üzere sıcaklık değerleri akış hızına bağlı olarak fiziksel gerçekliklere paralel bir biçimde artış göstermiş ve ısı transferi neticesinde burun sıfır noktasından itibaren X ekseninde daha derinlere doğru ilerlemiştir. Bu açıdan bakıldığında aynı burun açılarında akış hızının artması yüzey sıcaklık bölgelerinde değişime sebep olduğu ortaya konmuştur.



Şekil 4.58. KH47-M2 α burun açısında Ma:10 hızı için yüzey sıcaklık değişimi grafiği

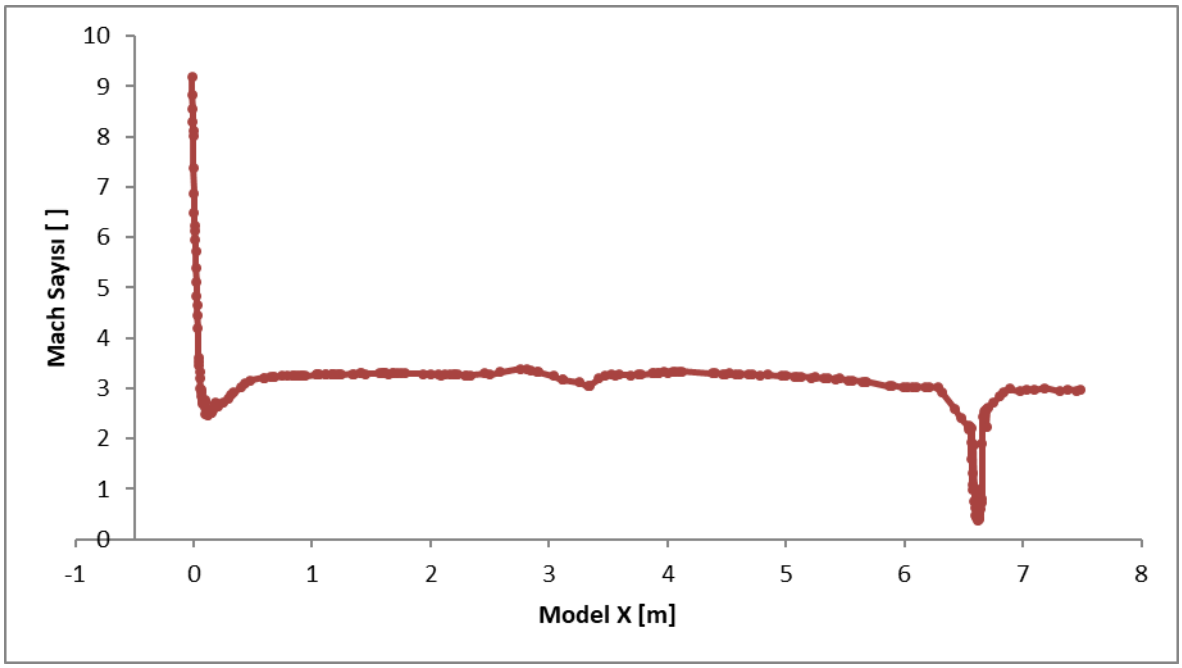


Şekil 4.59. KH47-M2 α burun açısında Ma:10 hızı için yüzey akışkan yoğunluk değişimi grafiği

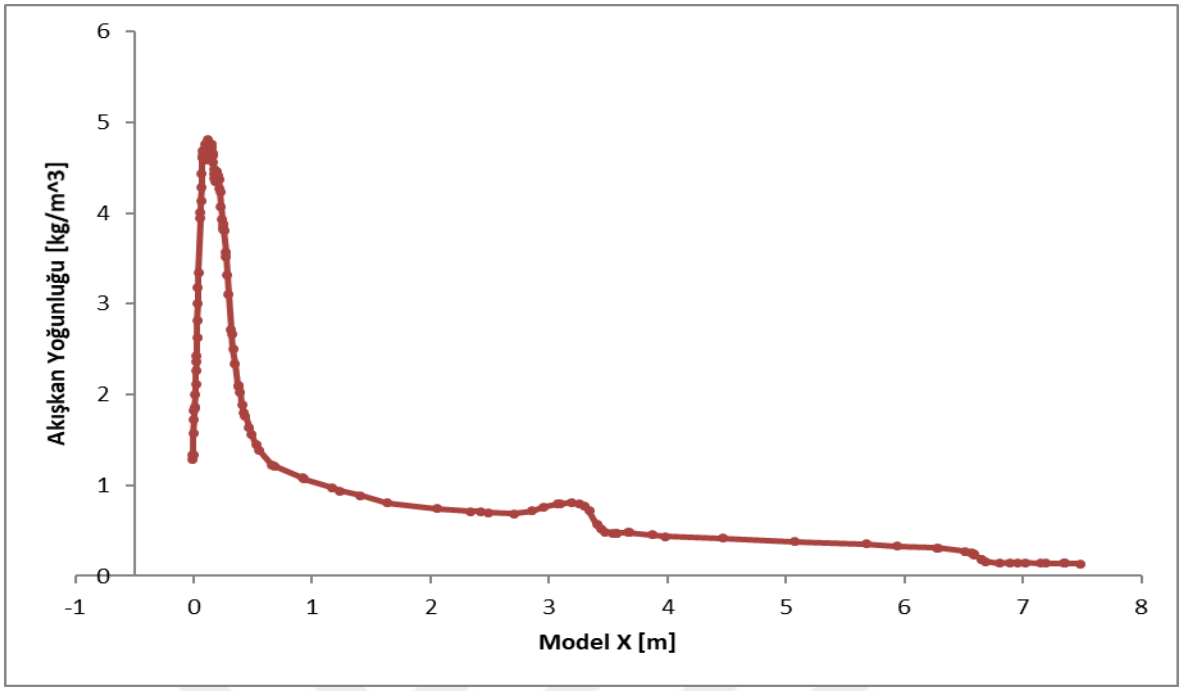


Şekil 4.60. KH47-M2 α burun açısında Ma:10 hızı için dinamik basınç değişimi grafiği

Yapılan bu analizde cidar kenarından 25mm mesafe baz alınarak dinamik basınç, Mach sayısı, akışkan yoğunluğu grafikleri oluşturulmuştur ve Şekil 4.60, Şekil 4.61 ve Şekil 4.62' de gösterilmiştir.



Şekil 4.61. KH47-M2 α burun açısında Ma:10 hızı için Mach sayısı değişimi grafiği

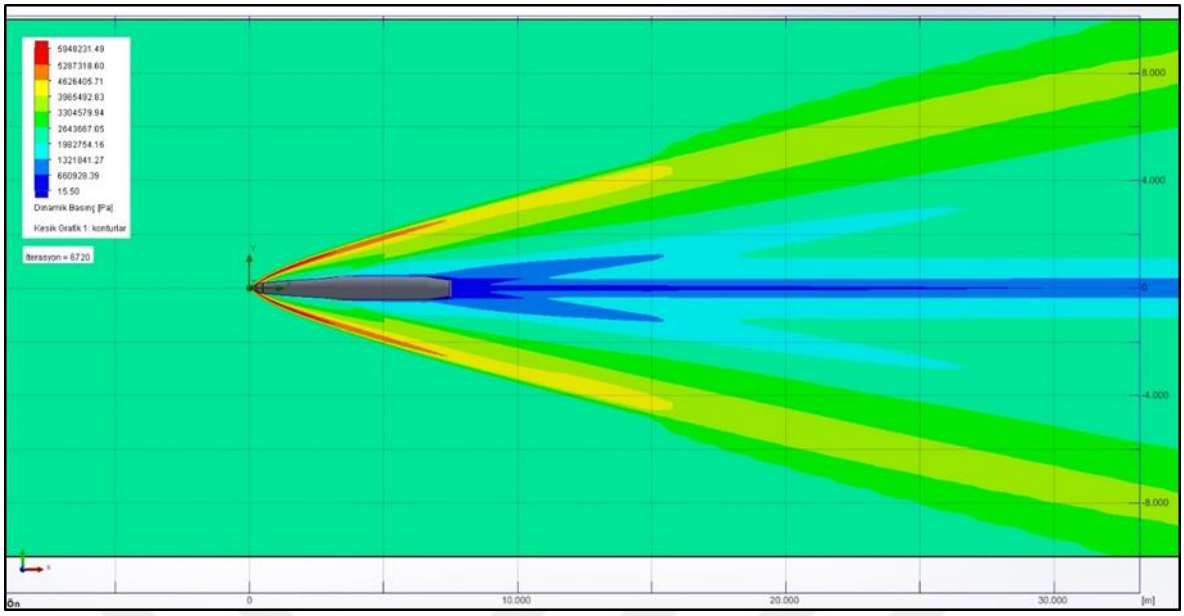


Şekil 4.62. KH47-M2 α burun açısında Ma:10 hızı için akışkan yoğunluk değişimi grafiği

Cidar yüzeyinden 25mm mesafe baz alınarak elde edilen dinamik basınç, Mach sayısı ve akışkan yoğunluğu değişimleri incelendiğinde en yüksek değişimin burun bölgesinde gerçekleştiği ve sonuçların fiziksel gerçekliklerle örtüştüğü saptanmıştır. Şekil 4.61' te verilen grafikte 10 Mach hız koşulları altında burun bölgesinde 10 Mach hızına ulaşılamadığı dolayısıyla oluşması beklenen şok dalgasının meydan geldiği görülmektedir. Bu bölümde KH47-M2 Kinzhal hipersonik füzesi için 6, 8 ve 10 Mach hız koşulları altında orijinal burun açısı olan 38,39° için yapılan analizlerde elde edilen sonuçlar yorumlanmış ve fiziksel gerçekliklere uygun olduğu tespit edilmiştir. Devam eden bölümlerde 25,76° ve 17,03° burun açıları için aynı analiz koşulları altında çözümlemeler yaptırılmış ve sonuçlar ilgili bölümlerde gösterilmiştir. Anılan her üç burun açısı için karşılaştırmalı sonuçlar ve yorumlar Bölüm 4.7' de aktarılmıştır. Dolayısıyla 25,76° ve 17,03° burun açıları için elde edilen sonuçların yorumlanması Bölüm 4.7' de yapıldığı için 25,76° ve 17,03° burun açıları hakkında yorum ilgili bölümlerde tekraren yapılmamıştır.

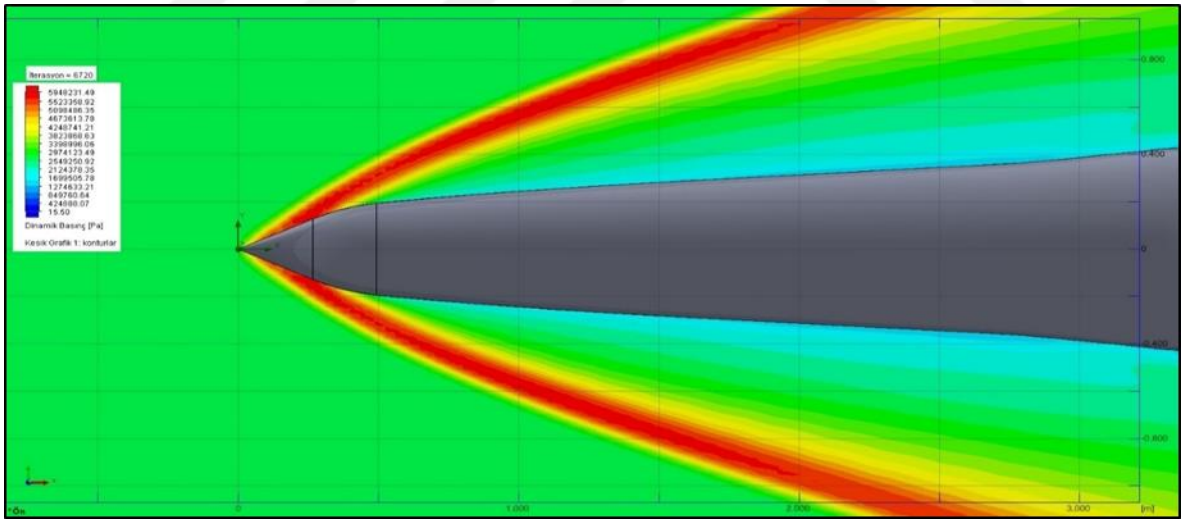
4.4.4. KH47-M2 25,76° Kinzhal füzesi 6 Mach hızı için HAD analizi sonuçları

Benzer şekilde KH47-M2 25,76º burun açısında 6 Mach hızı için yapılan analizlerde Mach sayısı, dinamik basınç, akışkan yoğunluğu ve yüzey sıcaklık dağılımı konturları şu şekilde elde edilmiştir;



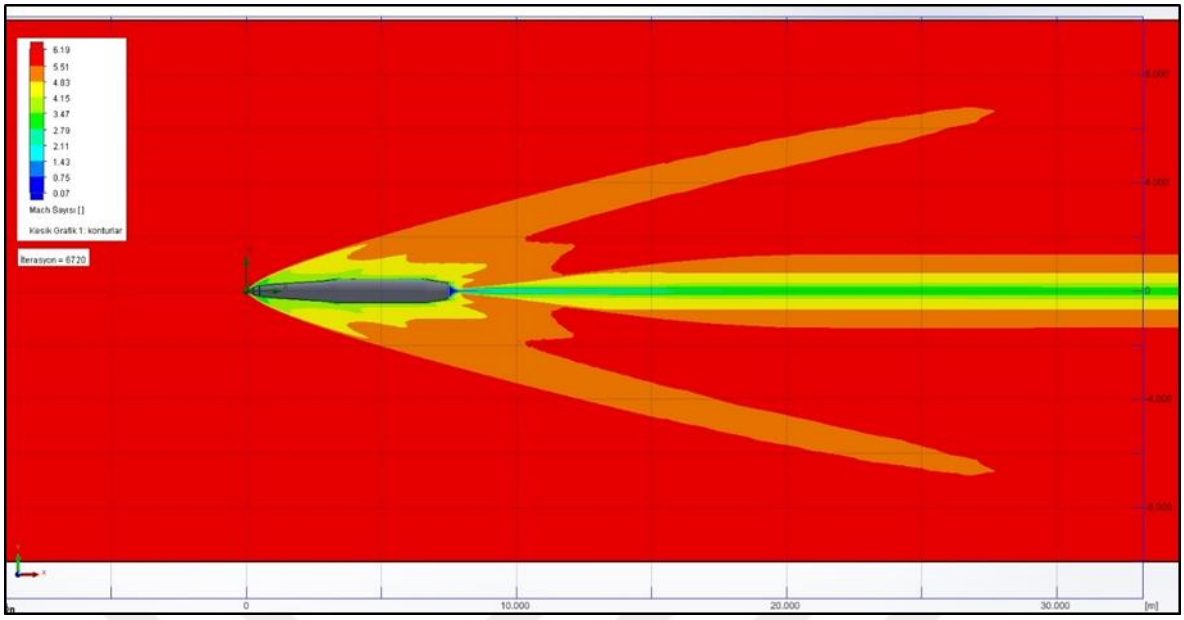
Şekil 4.63. KH47-M2 β burun açısında Ma:6 hızı için dinamik basınç konturları

KH47-M2 25,76^{o} için burun etrafında oluşan dinamik basınç konturları daha detaylı incelenirse;



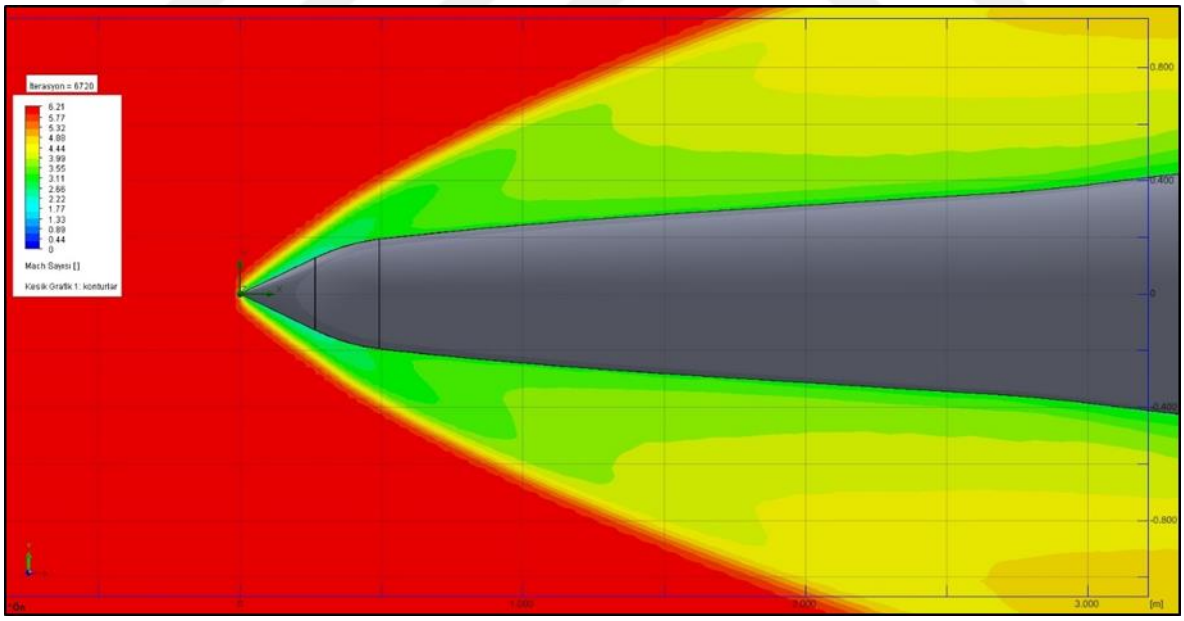
Şekil 4.64. KH47-M2 β burun açısında Ma:6 hızı için dinamik basınç konturları detayı

Aynı şekilde Mach sayısı konturları ele alındığında;



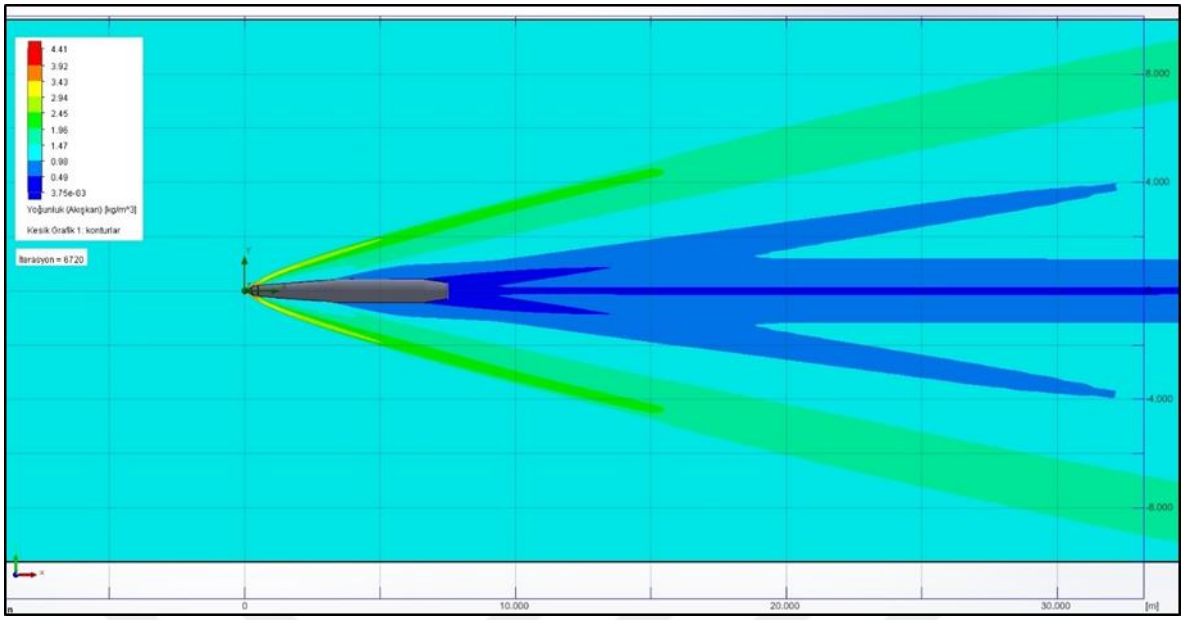
Şekil 4.65. KH47-M2 β burun açısında Ma:6 hızı için Mach sayısı konturları

KH47-M2 25,76^{o} için burun etrafında oluşan Mach sayısı konturları daha detaylı incelenirse;



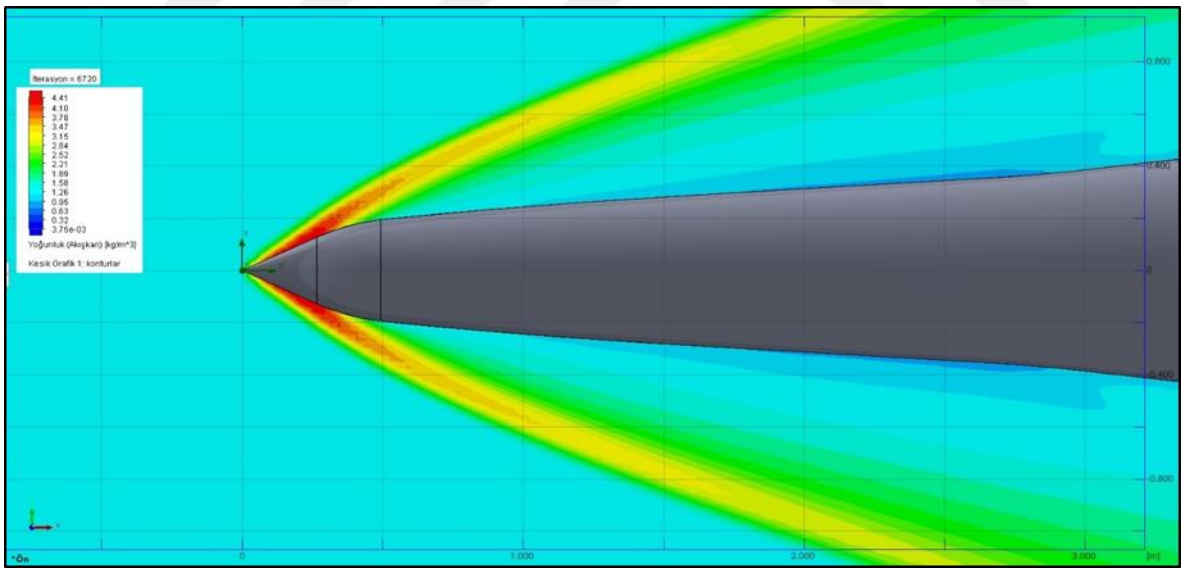
Şekil 4.66. KH47-M2 β burun açısında Ma:6 hızı için Mach sayısı konturları detayı

KH47-M2 25,76^{o} burun açısında 6 Mach hızı için akışkan yoğunluğu konturları ele alındığında;



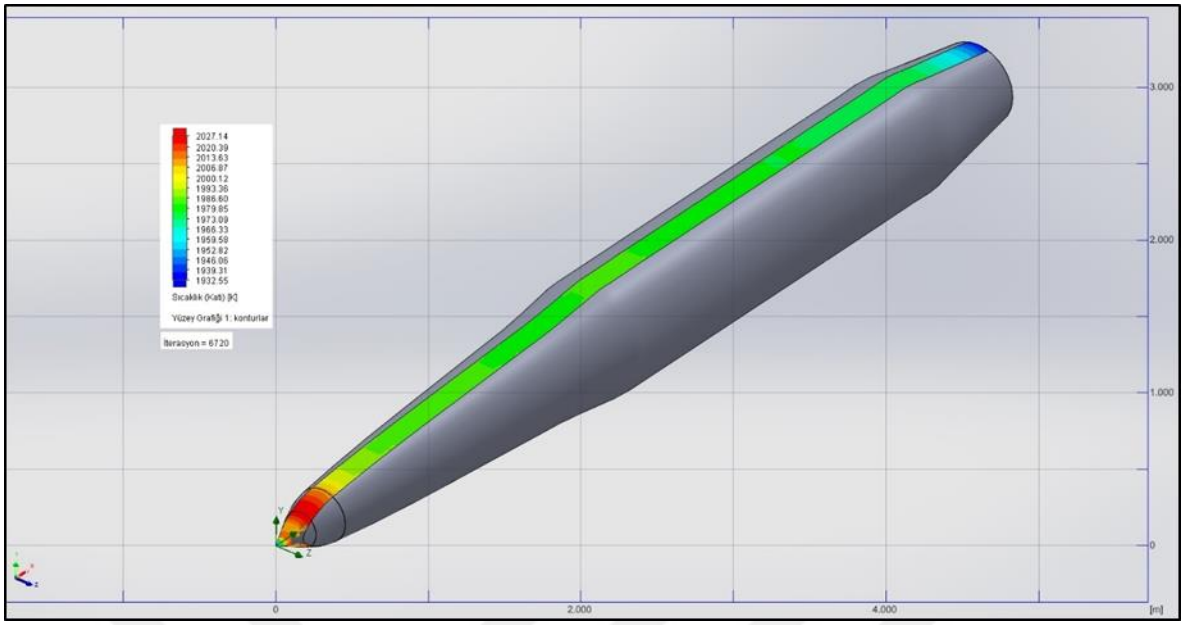
Şekil 4.67. KH47-M2 β burun açısında Ma:6 hızı için akışkan yoğunluğu konturları

KH47-M2 25,76º için burun etrafında oluşan akışkan yoğunluğu konturları daha detaylı incelenirse;



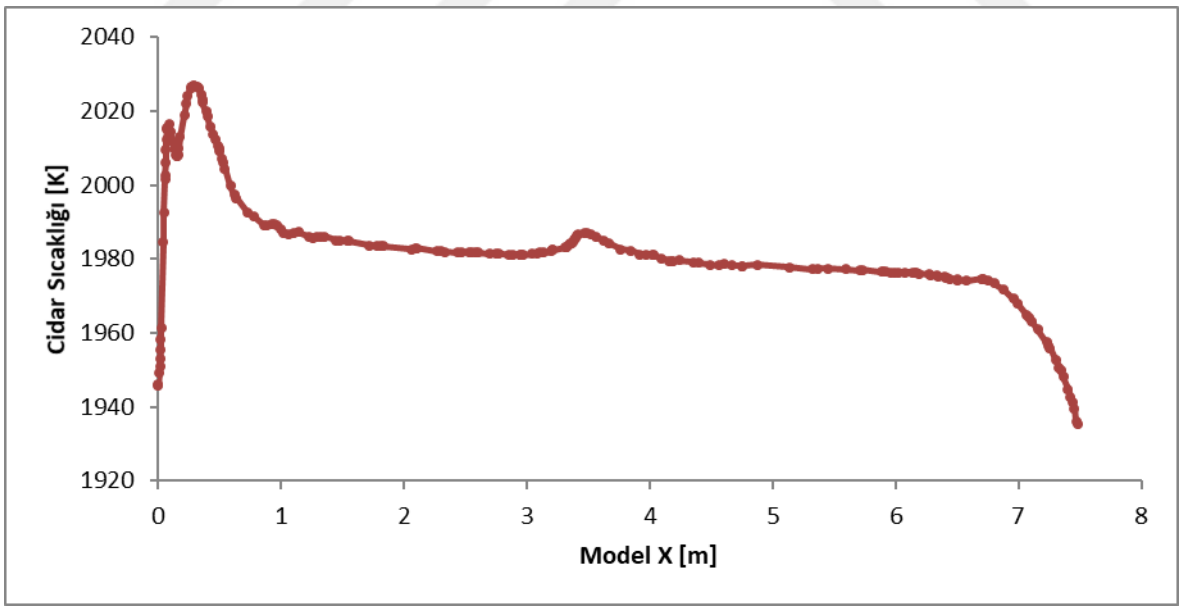
Şekil 4.68. KH47-M2 β burun açısında Ma:6 hızı için akışkan yoğunluğu konturları detayı

KH47-M2 25,76º burun açısında 6 Mach hızı için yüzey sıcaklık dağılımı konturları ele alındığında;

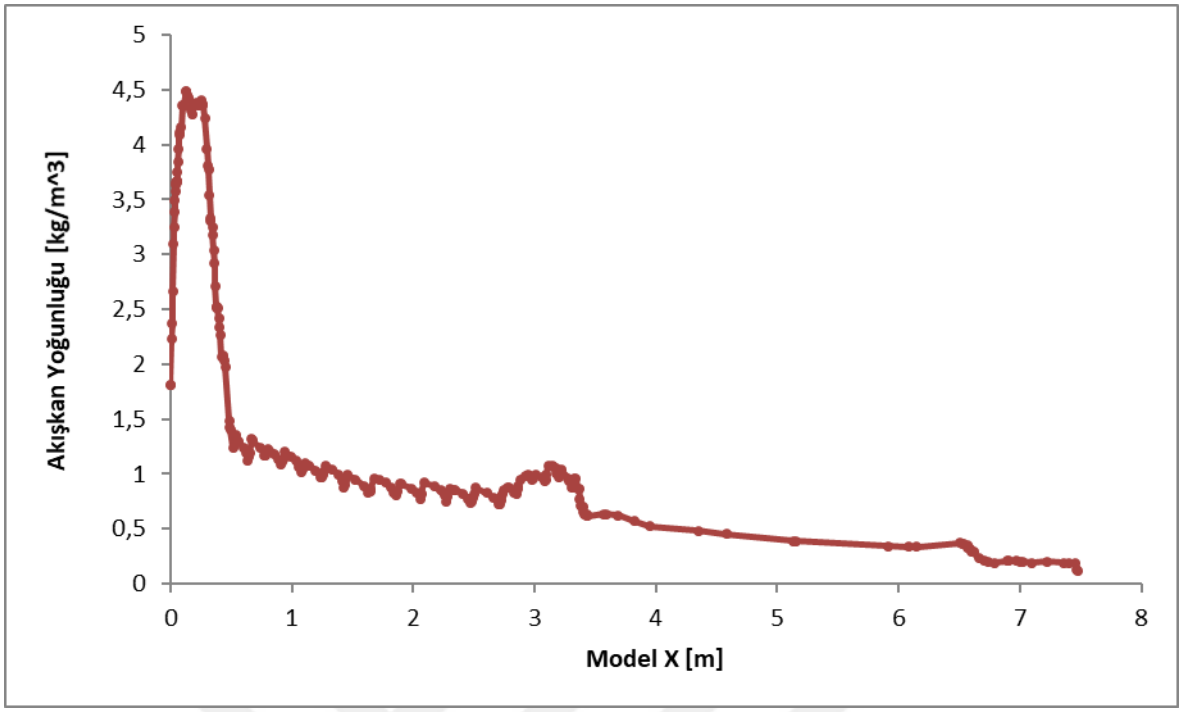


Şekil 4.69. KH47-M2 β burun açısında Ma:6 hızı için yüzey sıcaklık dağılımı konturları

Elde edilen sonuçlar üzerinden yüzey üzerinde sıcaklık ve akışkan yoğunluk grafikler ise Şekil 4.70 ve Şekil 4.71'de gösterilmiştir.

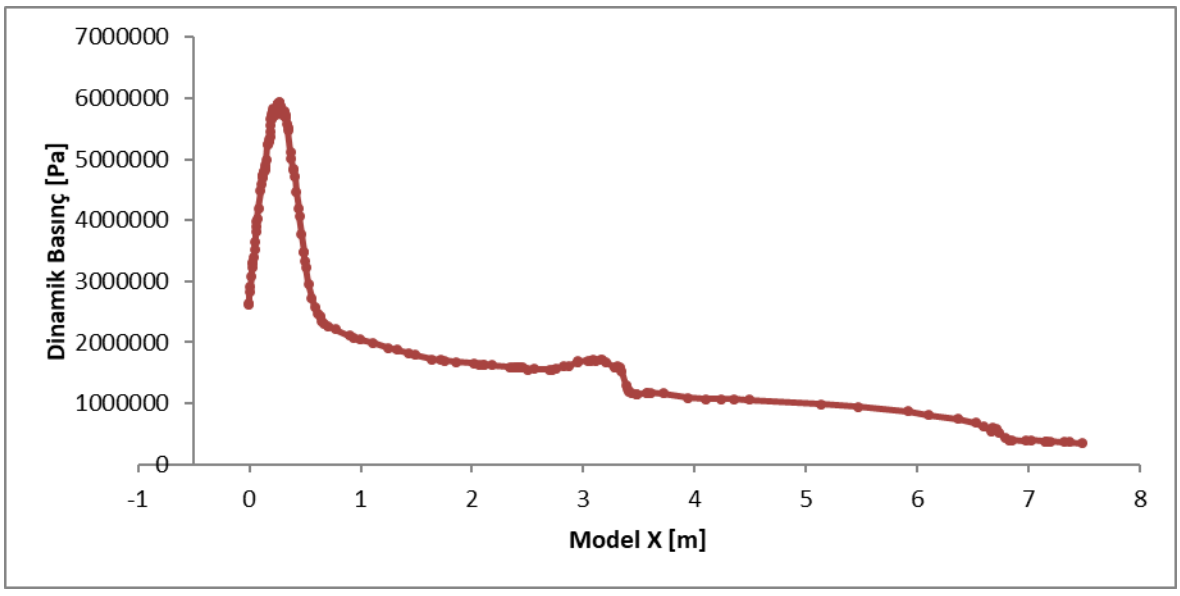


Şekil 4.70. KH47-M2 β burun açısında Ma:6 hızı için yüzey sıcaklık değişimi grafiği

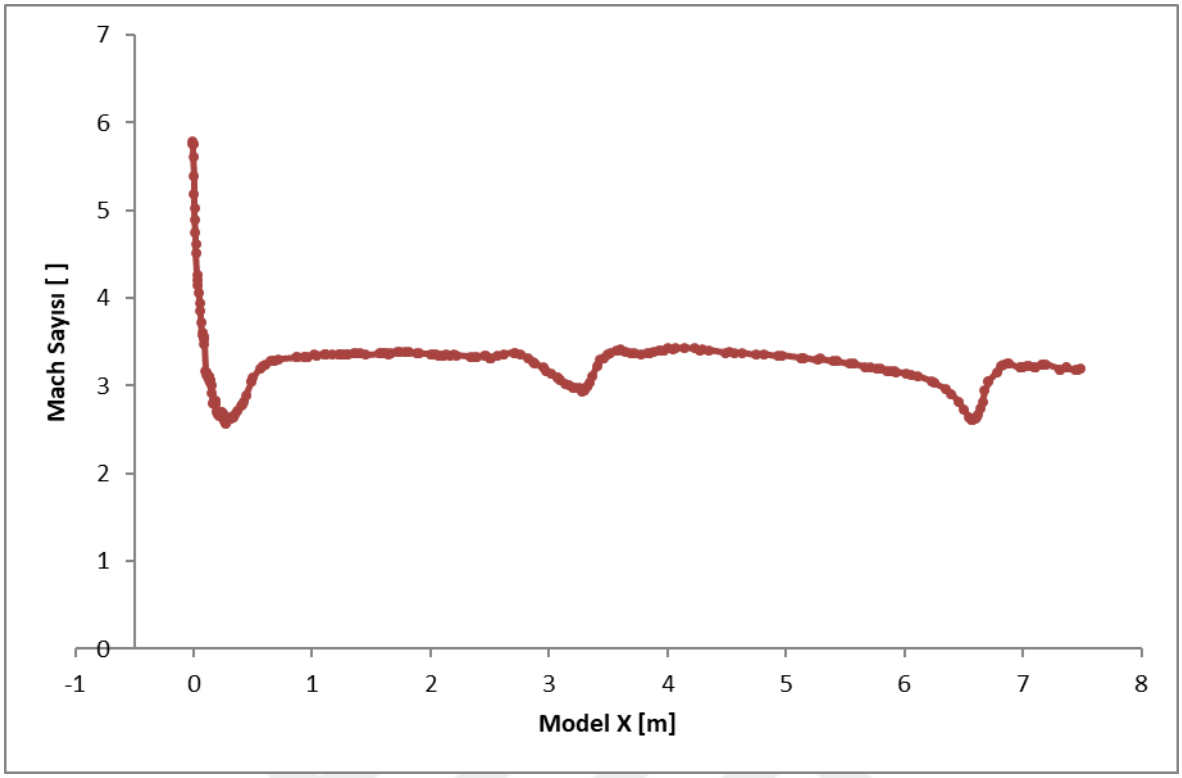


Şekil 4.71. KH47-M2 β burun açısında Ma:6 hızı için yüzey akışkan yoğunluk değişimi grafiği

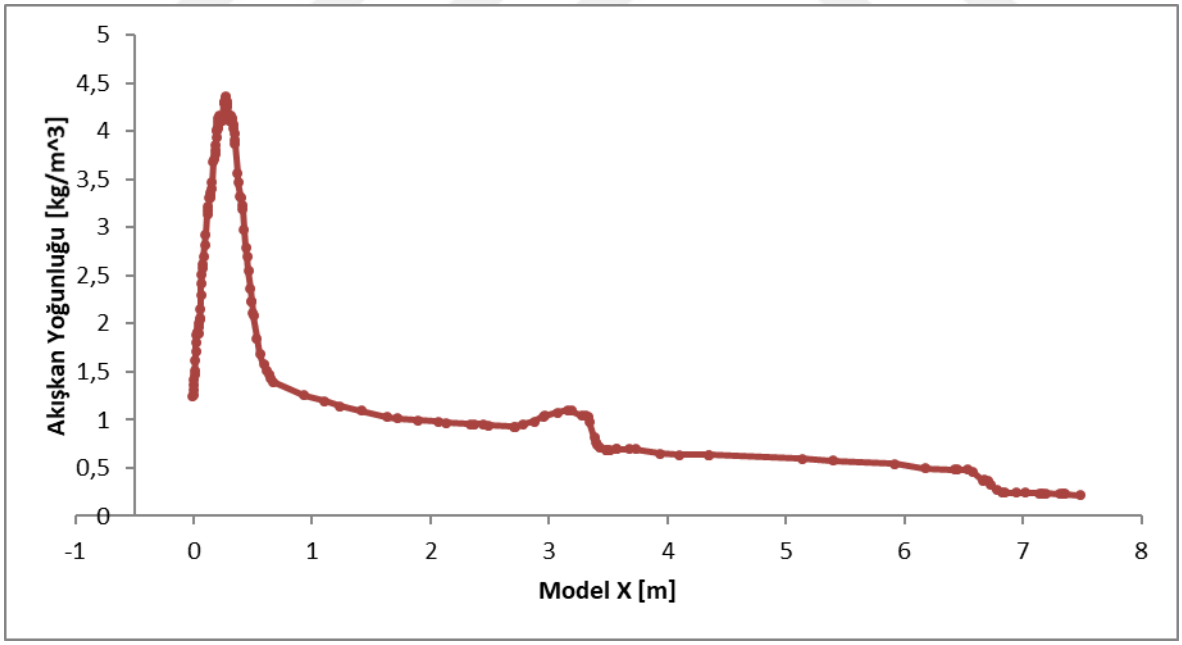
Yapılan bu analizde cidar kenarından 25mm mesafe baz alınarak dinamik basınç, Mach sayısı, akışkan yoğunluğu grafikleri oluşturulmuştur ve Şekil 4.72, Şekil 4.73 ve Şekil 4.74' de gösterilmiştir.



Şekil 4.72. KH47-M2 β burun açısında Ma:6 hızı için dinamik basınç değişimi grafiği



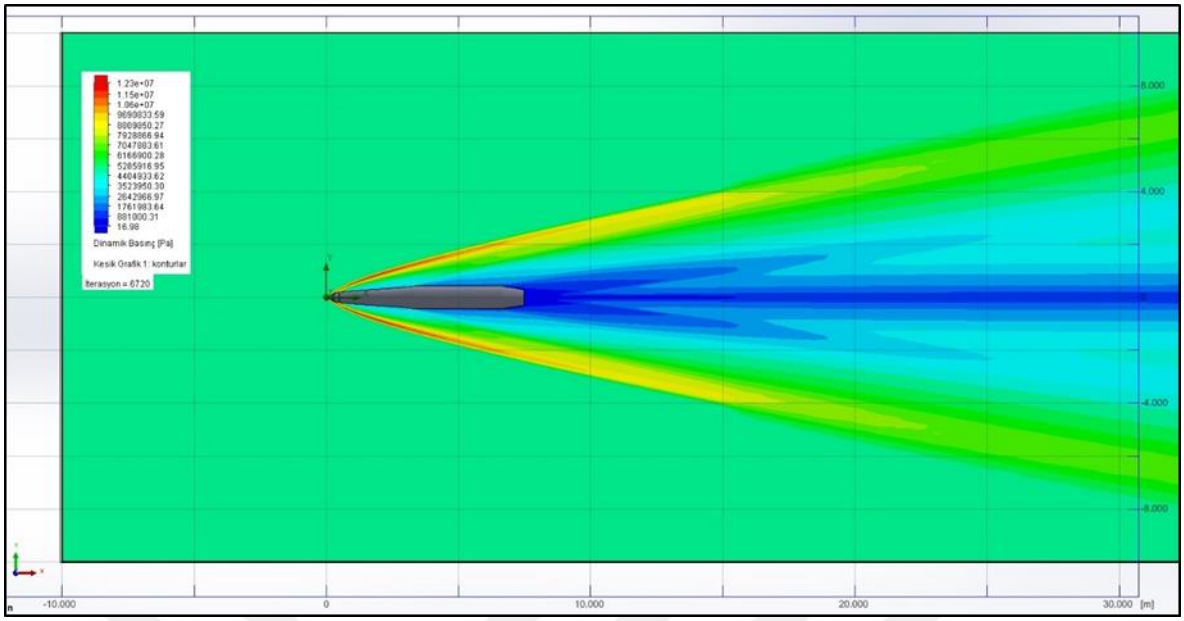
Şekil 4.73. KH47-M2 β burun açısında Ma:6 hızı için Mach sayısı değişimi grafiği



Şekil 4.74. KH47-M2 β burun açısında Ma:6 hızı için akışkan yoğunluk değişimi grafiği

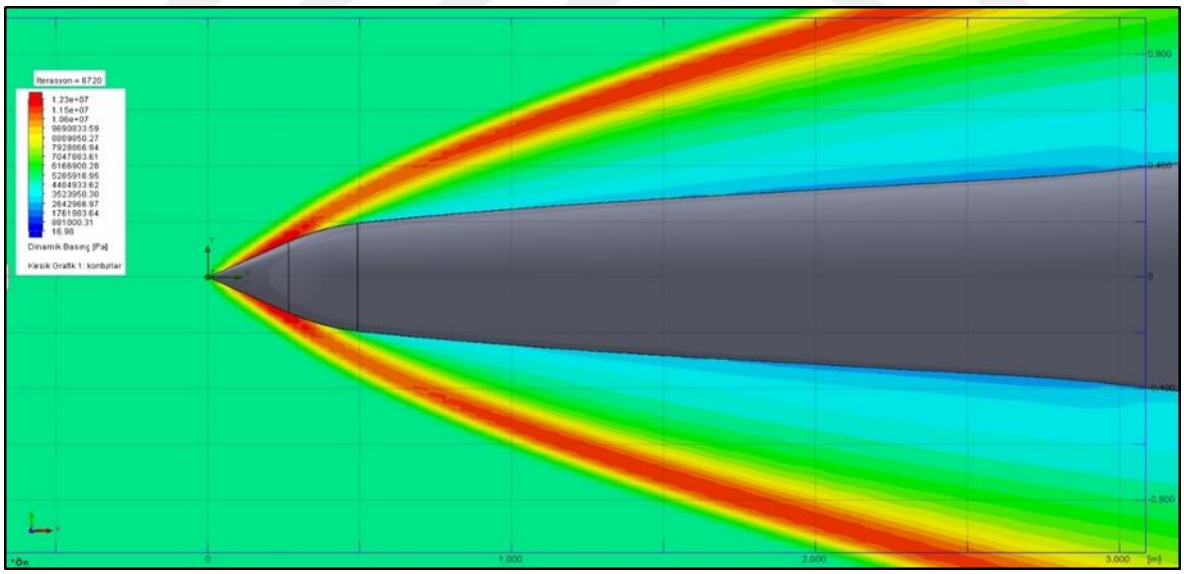
4.4.5. KH47-M2 25,76° Kinzhal füzesi 8 Mach hızı için HAD analizi sonuçları

KH47-M2 25,76° burun açısında 8 Mach hızı için dinamik basınç konturları ele alındığında;



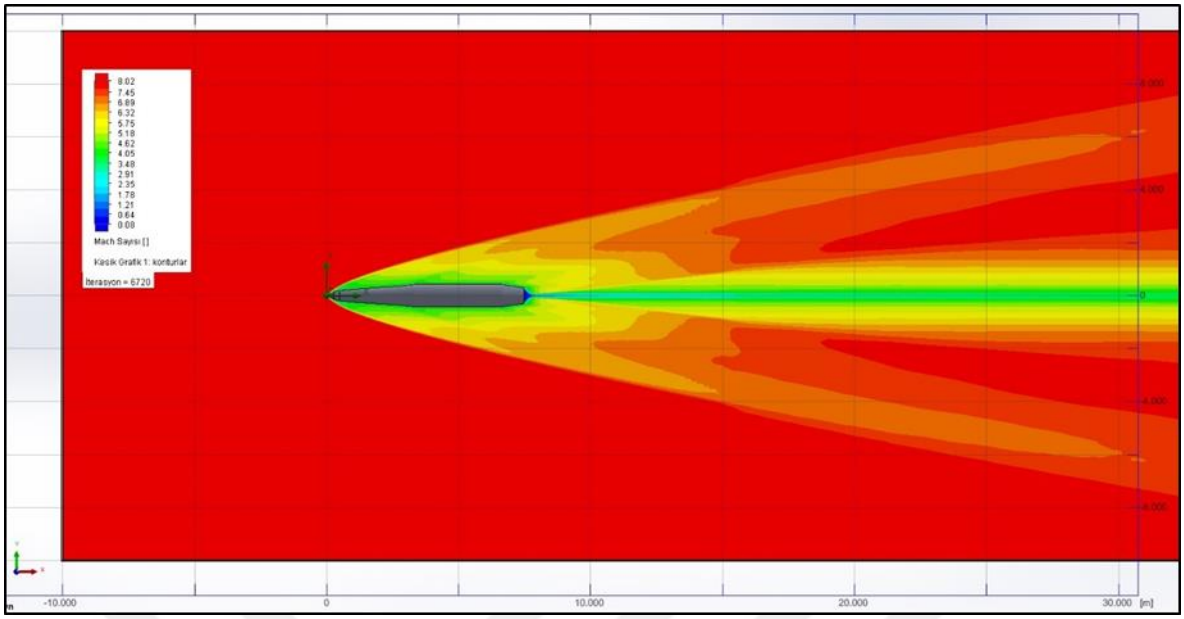
Şekil 4.75. KH47-M2 β burun açısında Ma:8 hızı için dinamik basınç konturları

KH47-M2 25,76^{o} için burun etrafında oluşan dinamik basınç konturları daha detaylı incelenirse;



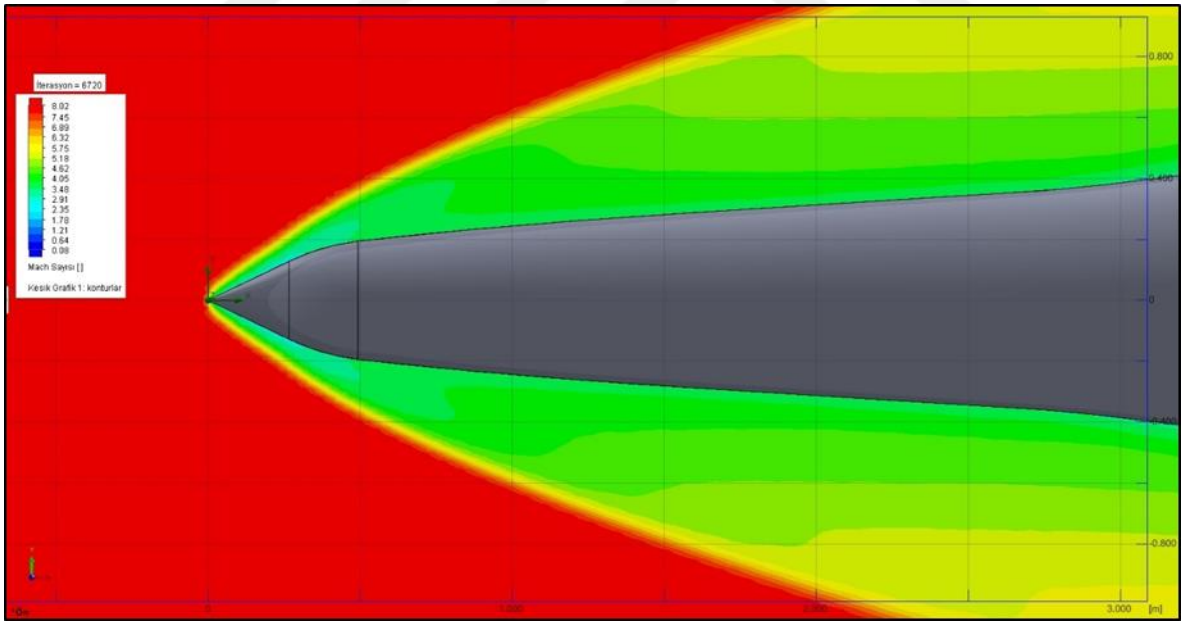
Şekil 4.76. KH47-M2 β burun açısında Ma:8 hızı için dinamik basınç konturları detayı

Aynı şekilde Mach sayısı konturları ele alındığında;



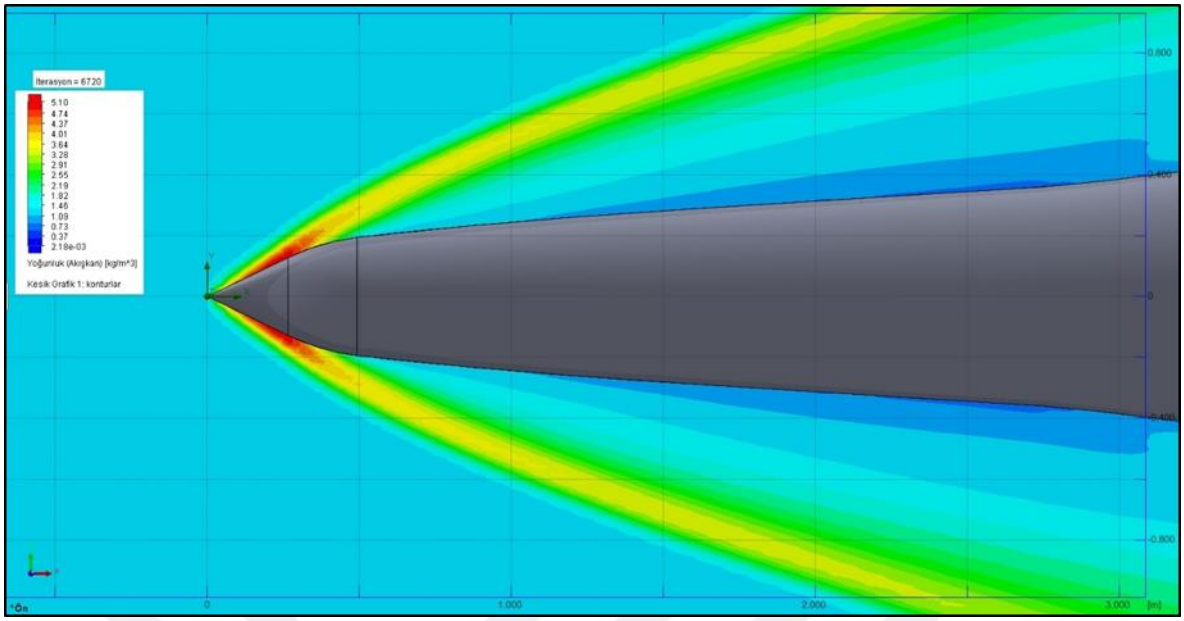
Şekil 4.77. KH47-M2 β burun açısında Ma:8 hızı için Mach sayısı konturları

KH47-M2 25,76^{o} için burun etrafında oluşan Mach sayısı konturları daha detaylı incelenirse;



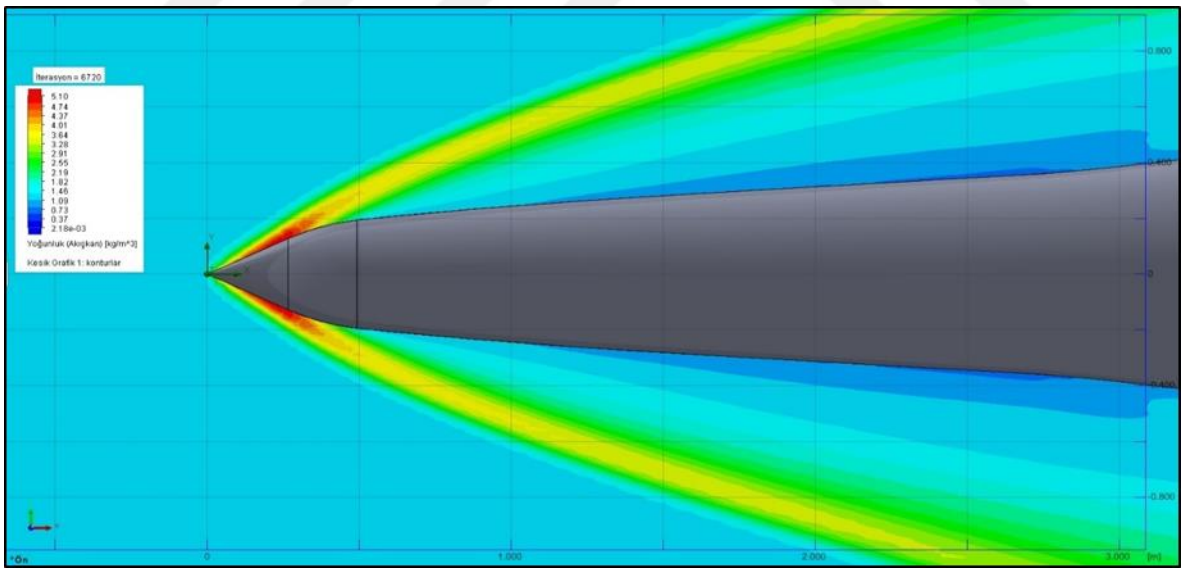
Şekil 4.78. KH47-M2 β burun açısında Ma:8 hızı için Mach sayısı konturları detayı

KH47-M2 25,76^{o} burun açısında 8 Mach hızı için akışkan yoğunluğu konturları ele alındığında;



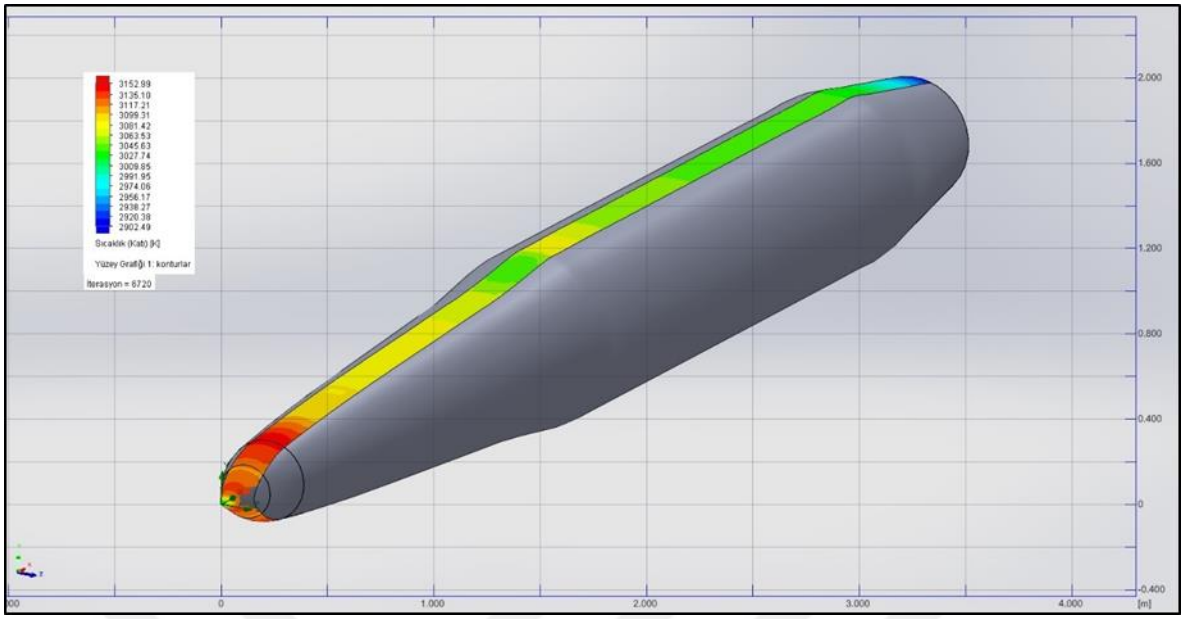
Şekil 4.79. KH47-M2 β burun açısında Ma:8 hızı için akışkan yoğunluğu konturları

KH47-M2 25,76^{o} için burun etrafında oluşan akışkan yoğunluğu konturları daha detaylı incelenirse;



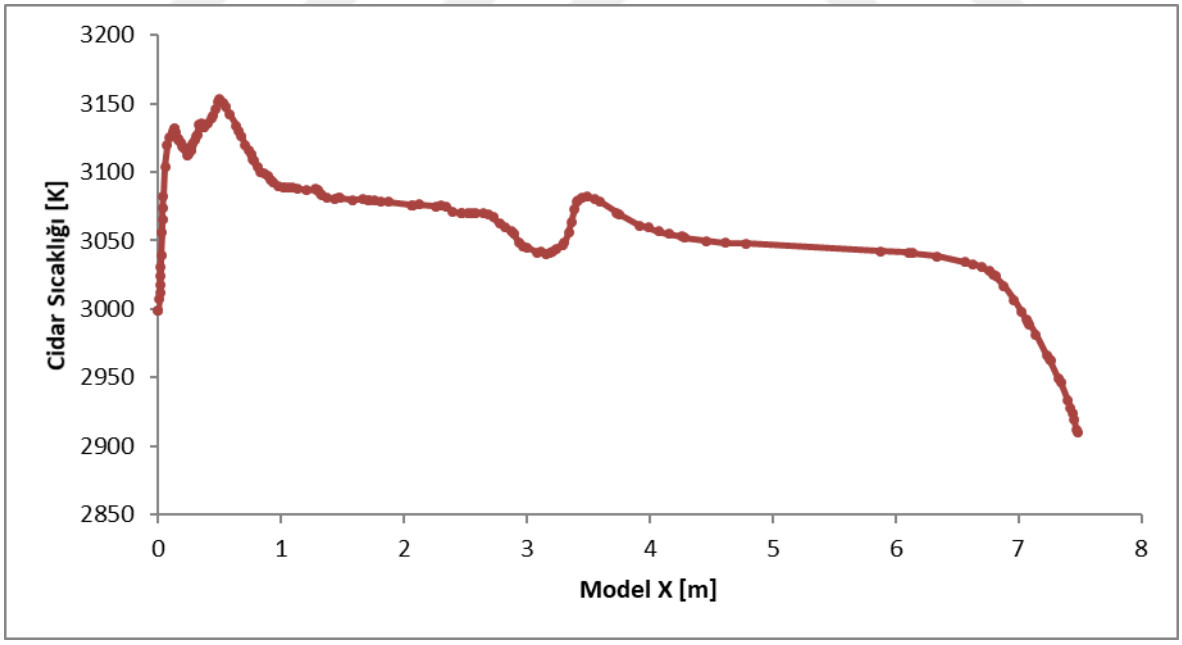
Şekil 4.80. KH47-M2 β burun açısında Ma:8 hızı için akışkan yoğunluğu konturları detayı

KH47-M2 25,76^{o} burun açısında 8 Mach hızı için yüzey sıcaklık dağılımı konturları ele alındığında;

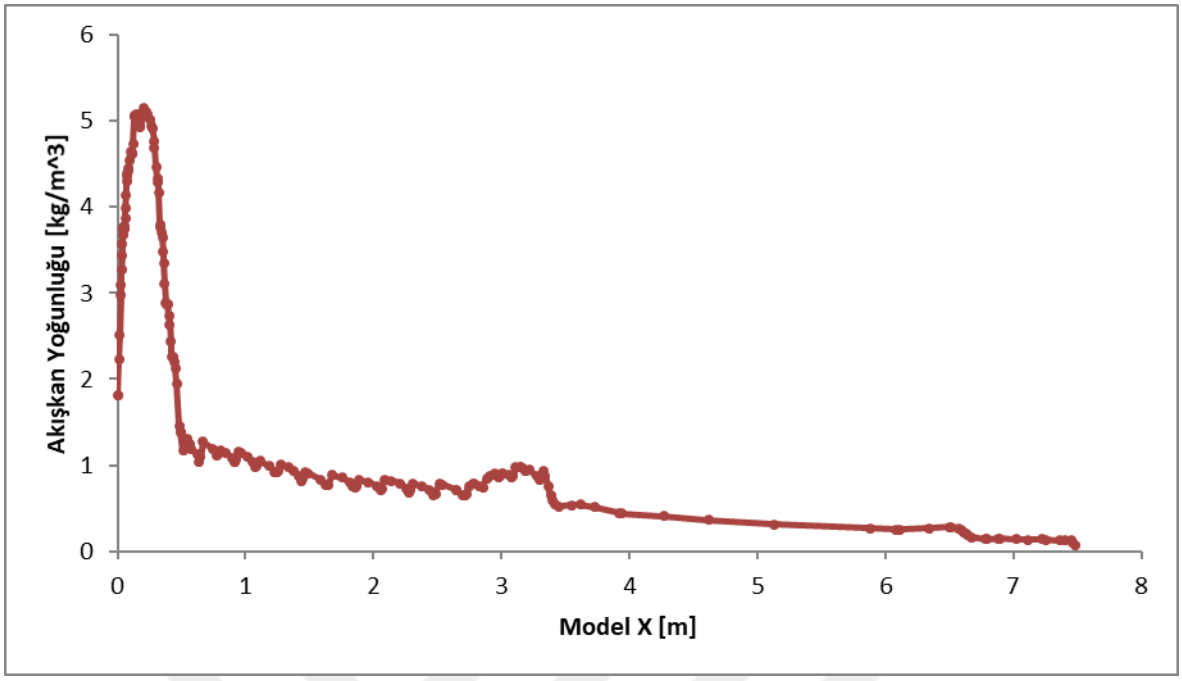


Şekil 4.81. KH47-M2 β burun açısında Ma:8 hızı için yüzey sıcaklık dağılımı konturları

Elde edilen sonuçlar üzerinden yüzey üzerinde sıcaklık ve akışkan yoğunluk grafikler ise Şekil 4.82 ve Şekil 4.83'de gösterilmiştir.

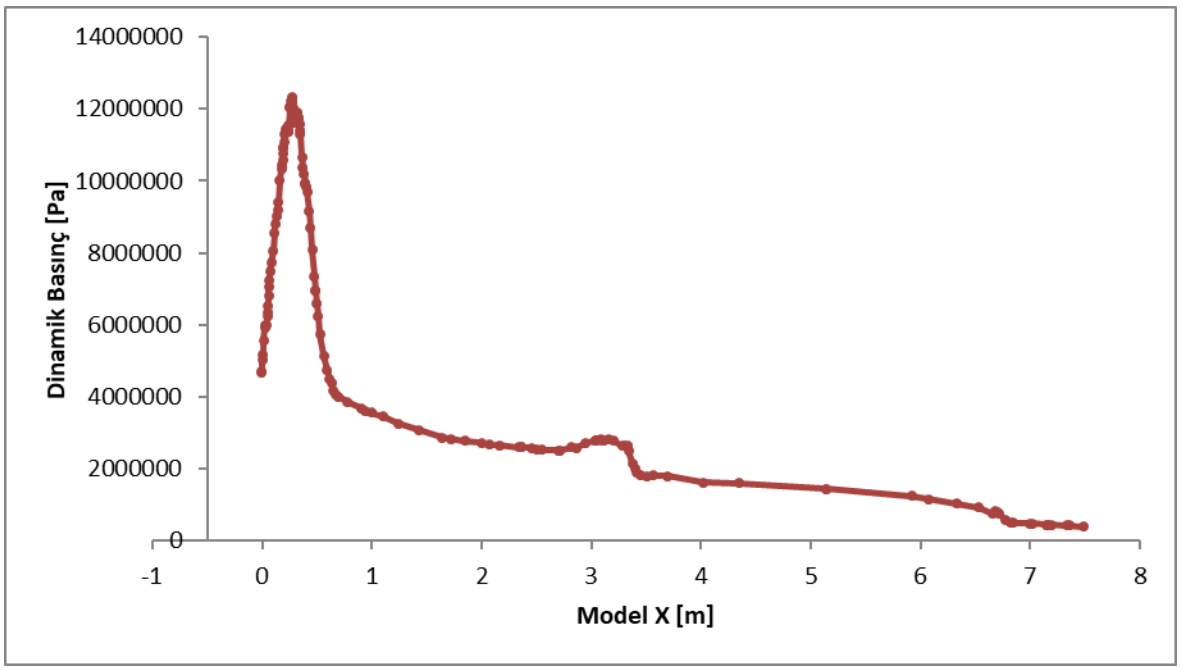


Şekil 4.82. KH47-M2 β burun açısında Ma:8 hızı için yüzey sıcaklık değişimi grafiği

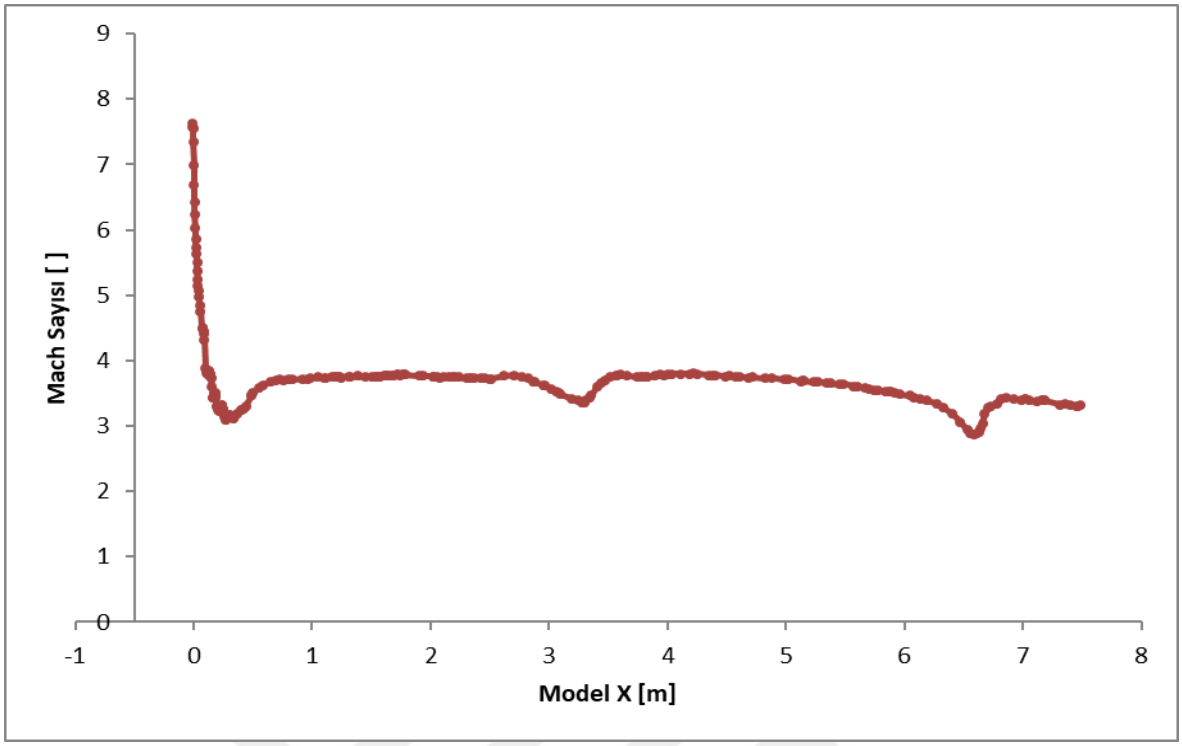


Şekil 4.83. KH47-M2 β burun açısında Ma:8 hızı için yüzey akışkan yoğunluğu değişimi grafiği

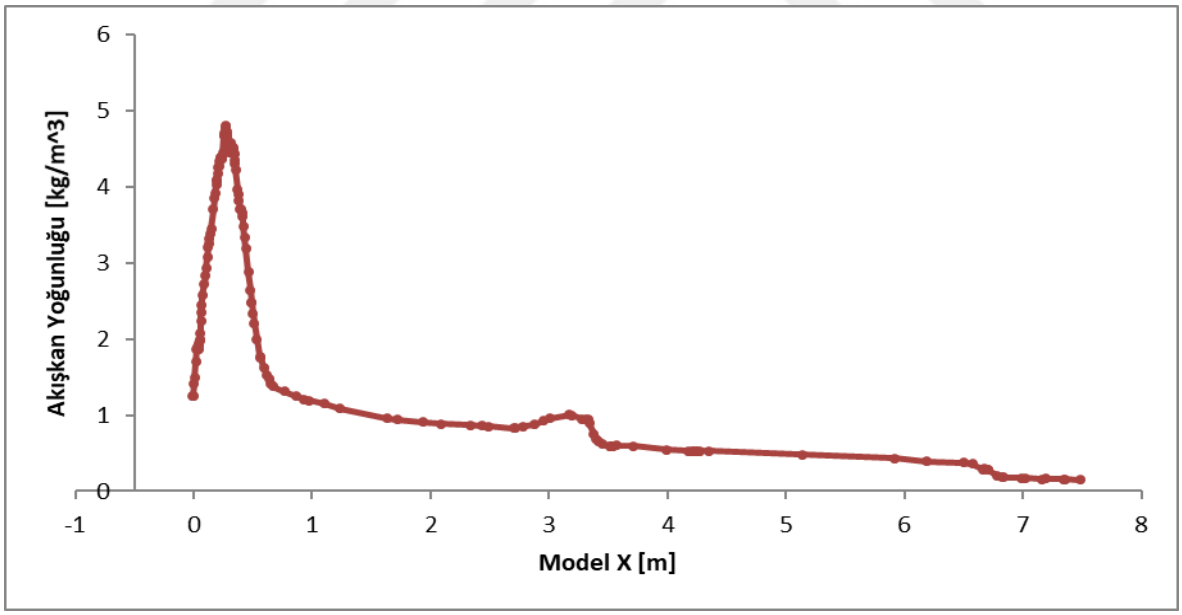
Yapılan bu analizde cidar kenarından 25mm mesafe baz alınarak dinamik basınç, Mach sayısı, akışkan yoğunluğu grafikleri oluşturulmuştur ve Şekil 4.84, Şekil 4.85 ve Şekil 4.86' da gösterilmiştir.



Şekil 4.84. KH47-M2 β burun açısında Ma:8 hızı için dinamik basınç değişimi grafiği



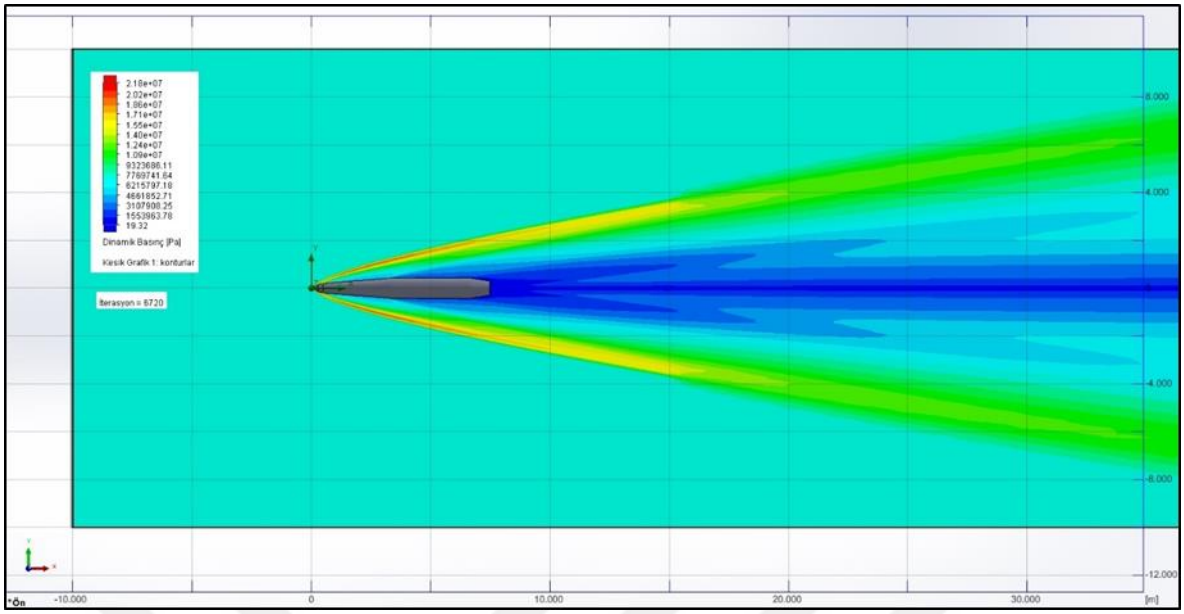
Şekil 4.85. KH47-M2 β burun açısında Ma:8 hızı için Mach sayısı değişimi grafiği



Şekil 4.86. KH47-M2 β burun açısında Ma:8 hızı için akışkan yoğunluğu değişimi grafiği

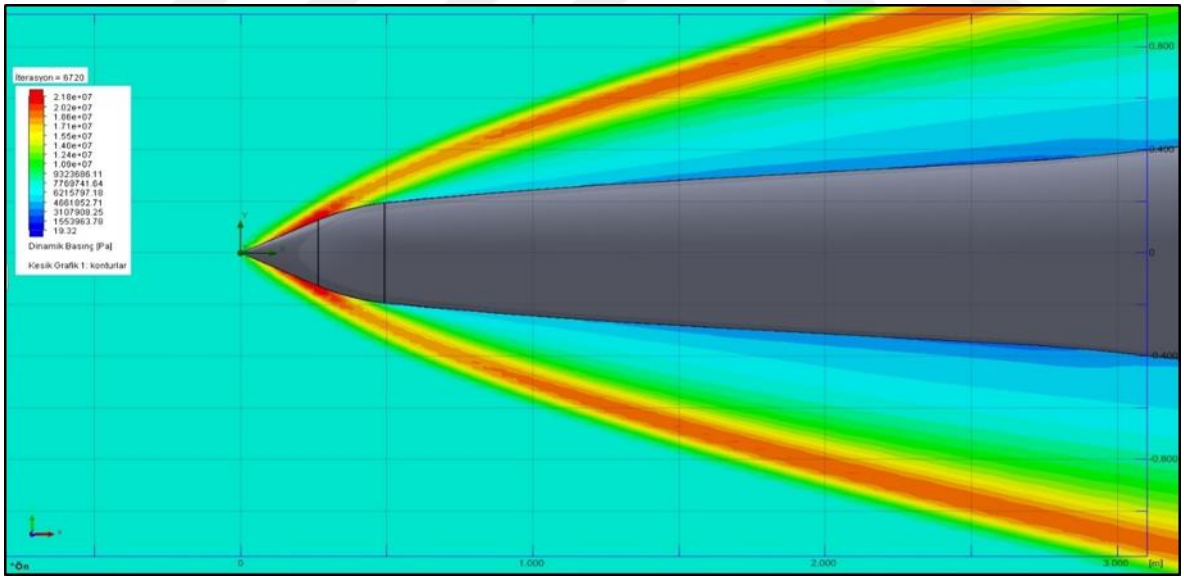
4.4.6. KH47-M2 25,76° Kinzhal füzesi 10 Mach hızı için HAD analizi sonuçları

KH47-M2 25,76° burun açısında 10 Mach hızı için dinamik basınç konturları ele alındığında;



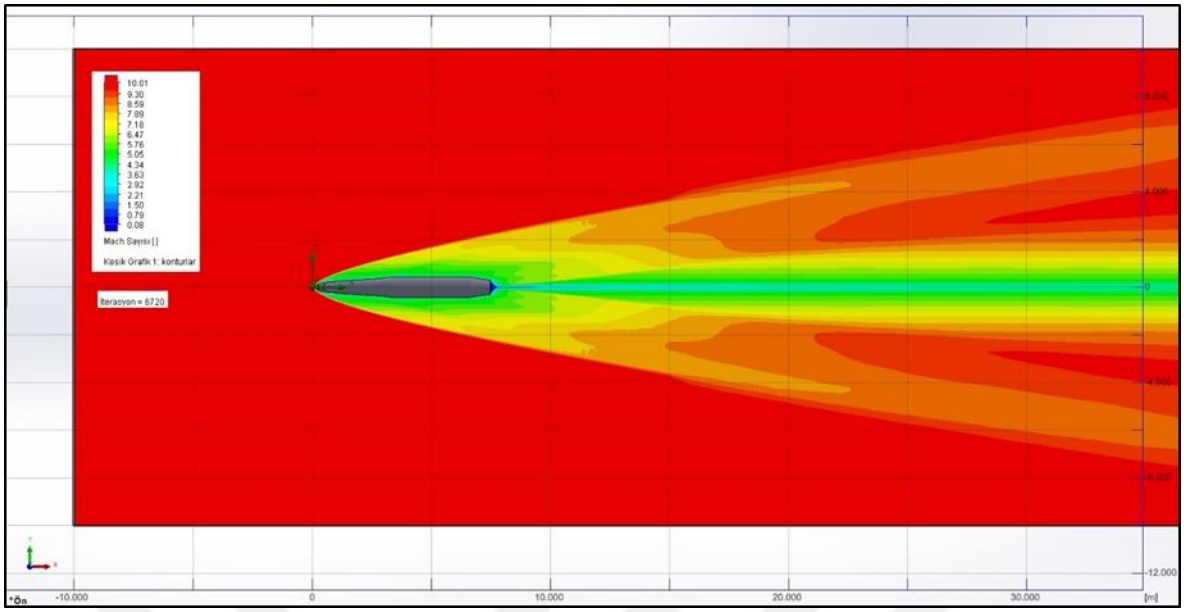
Şekil 4.87. KH47-M2 β burun açısında Ma:10 hızı için dinamik basınç konturları

KH47-M2 25,76^{o} için burun etrafında oluşan dinamik basınç konturları daha detaylı incelenirse;



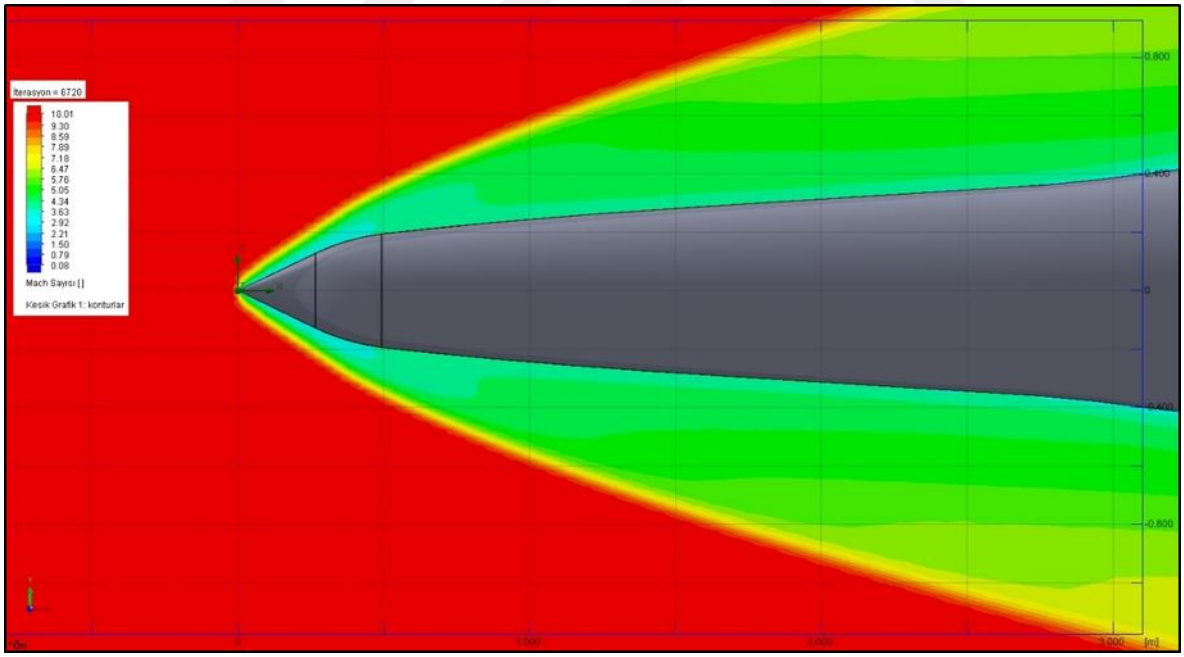
Şekil 4.88. KH47-M2 β burun açısında Ma:10 hızı için dinamik basınç konturları detayı

Aynı şekilde Mach sayısı konturları ele alındığında;



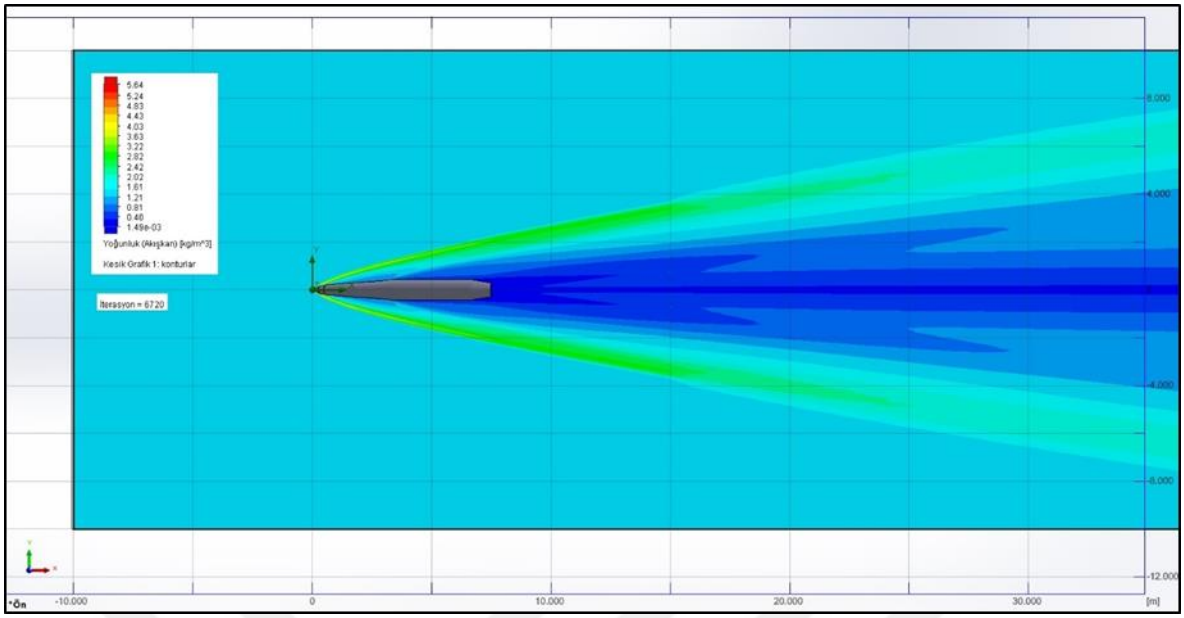
Şekil 4.89. KH47-M2 β burun açısında Ma:10 hızı için Mach sayısı konturları

KH47-M2 25,76^{o} için burun etrafında oluşan Mach sayısı konturları daha detaylı incelenirse;



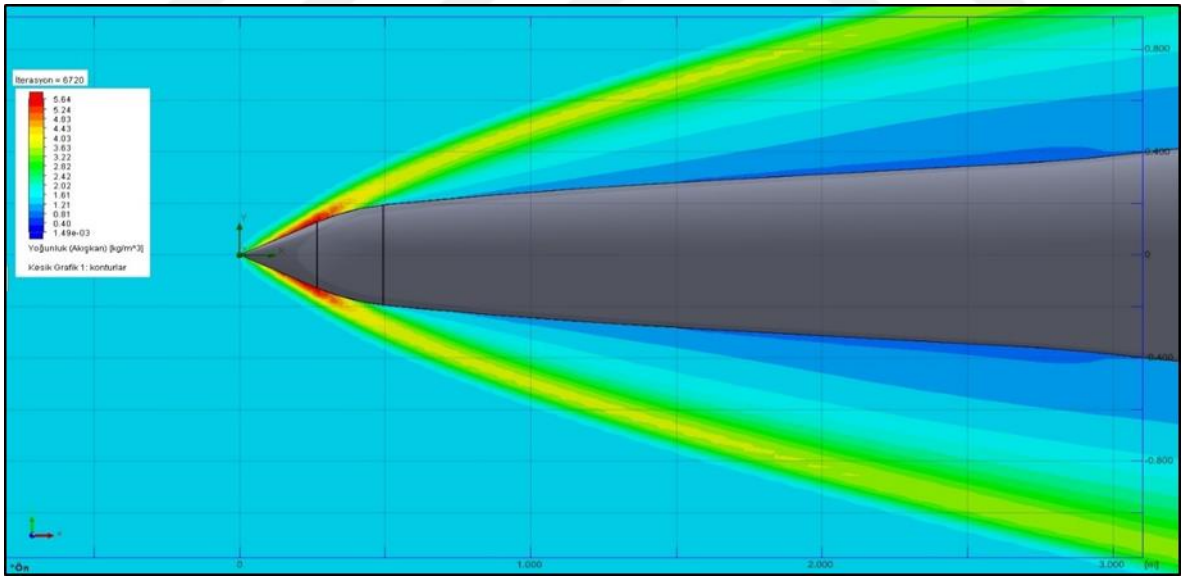
Şekil 4.90. KH47-M2 β burun açısında Ma:10 hızı için Mach sayısı konturları detayı

KH47-M2 25,76^{o} burun açısında 10 Mach hızı için akışkan yoğunluğu konturları ele alındığında;



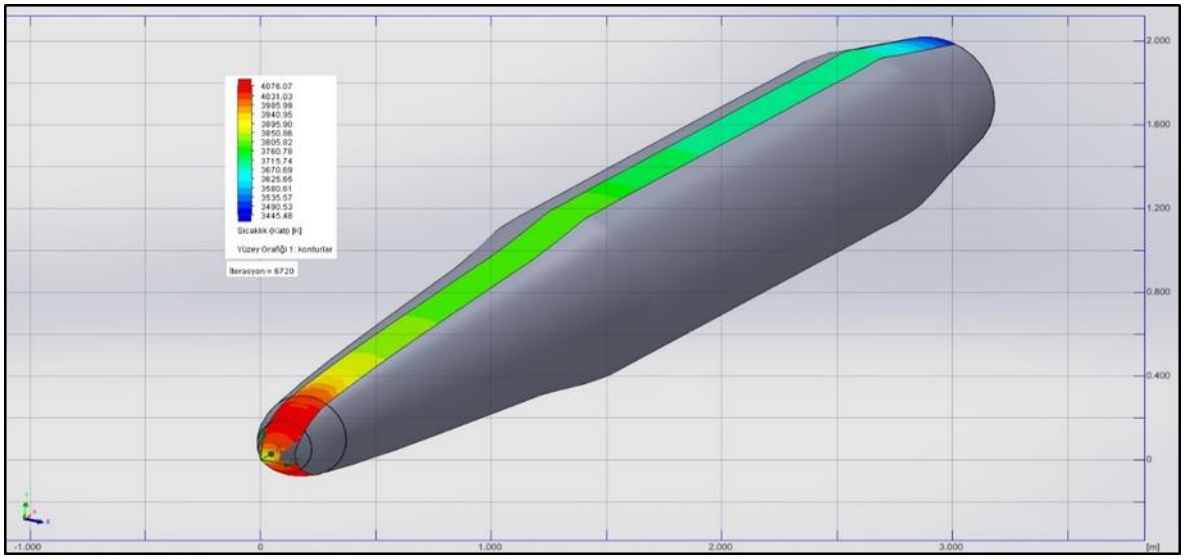
Şekil 4.91. KH47-M2 β burun açısında Ma:10 hızı için akışkan yoğunluk konturları

KH47-M2 25,76º için burun etrafında oluşan akışkan yoğunluğu konturları daha detaylı incelenirse;



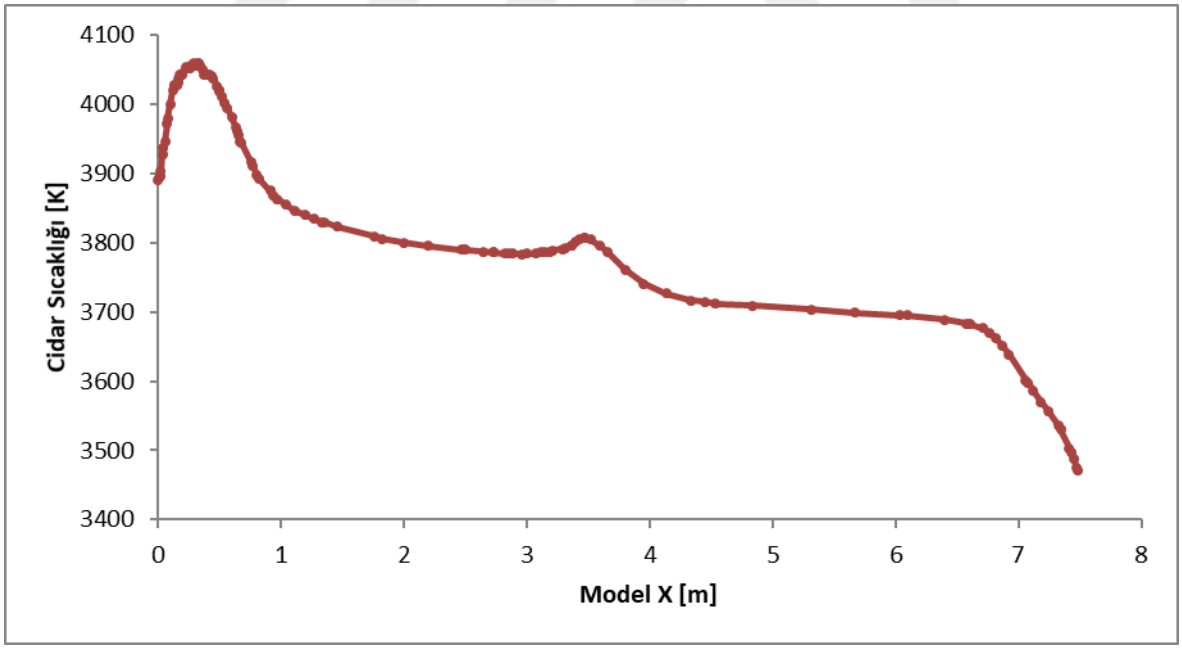
Şekil 4.92. KH47-M2 β burun açısında Ma:10 hızı için akışkan yoğunluk konturları detayı

KH47-M2 25,76º burun açısında 10 Mach hızı için yüzey sıcaklık dağılımı konturları ele alındığında;

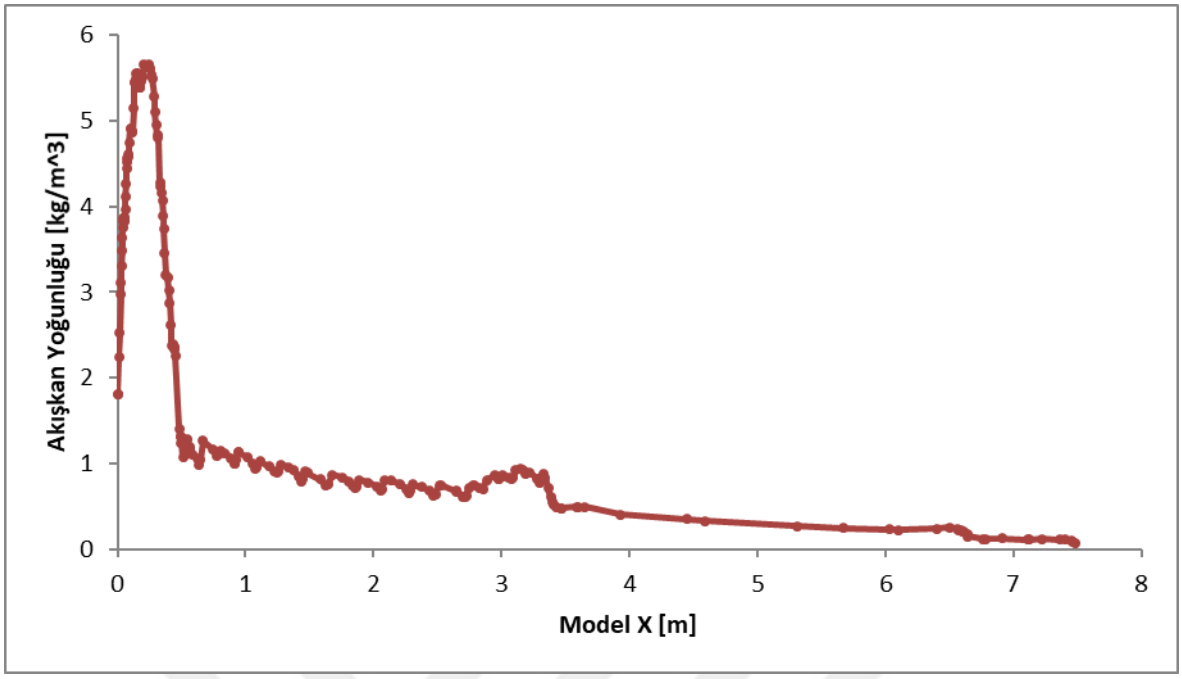


Şekil 4.93. KH47-M2 β burun açısında Ma:10 hızı için yüzey sıcaklık dağılımı konturları

Elde edilen sonuçlar üzerinden yüzey üzerinde sıcaklık ve akışkan yoğunluk grafikler ise Şekil 4.94 ve Şekil 4.95'de gösterilmiştir.

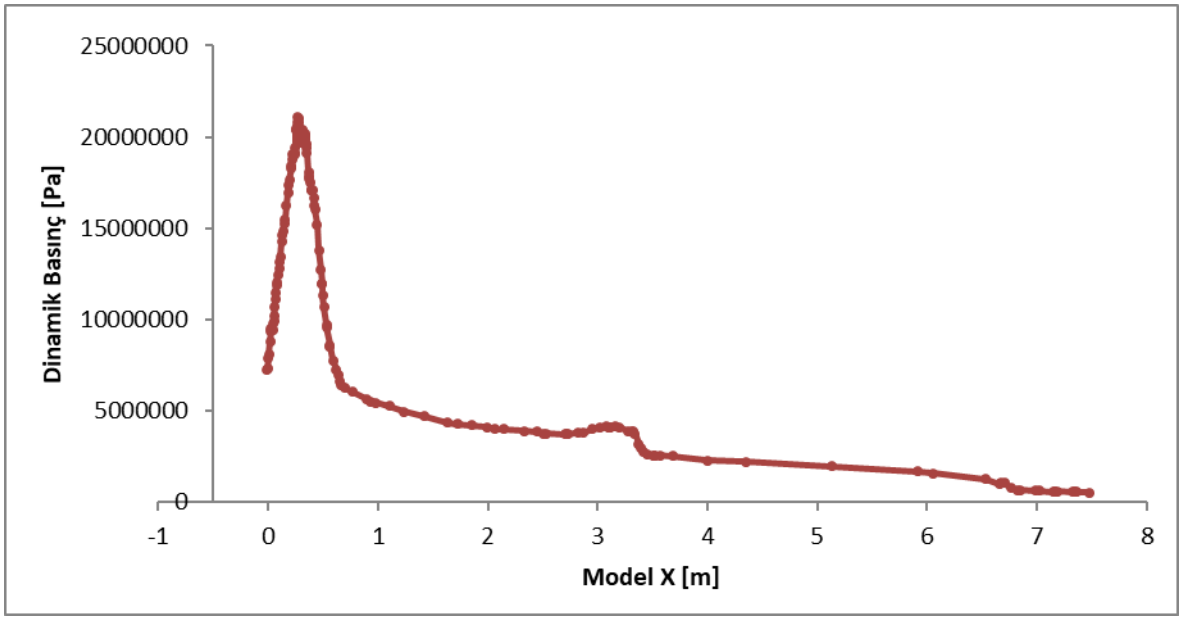


Şekil 4.94. KH47-M2 β burun açısında Ma:10 hızı için yüzey sıcaklık değişimi grafiği

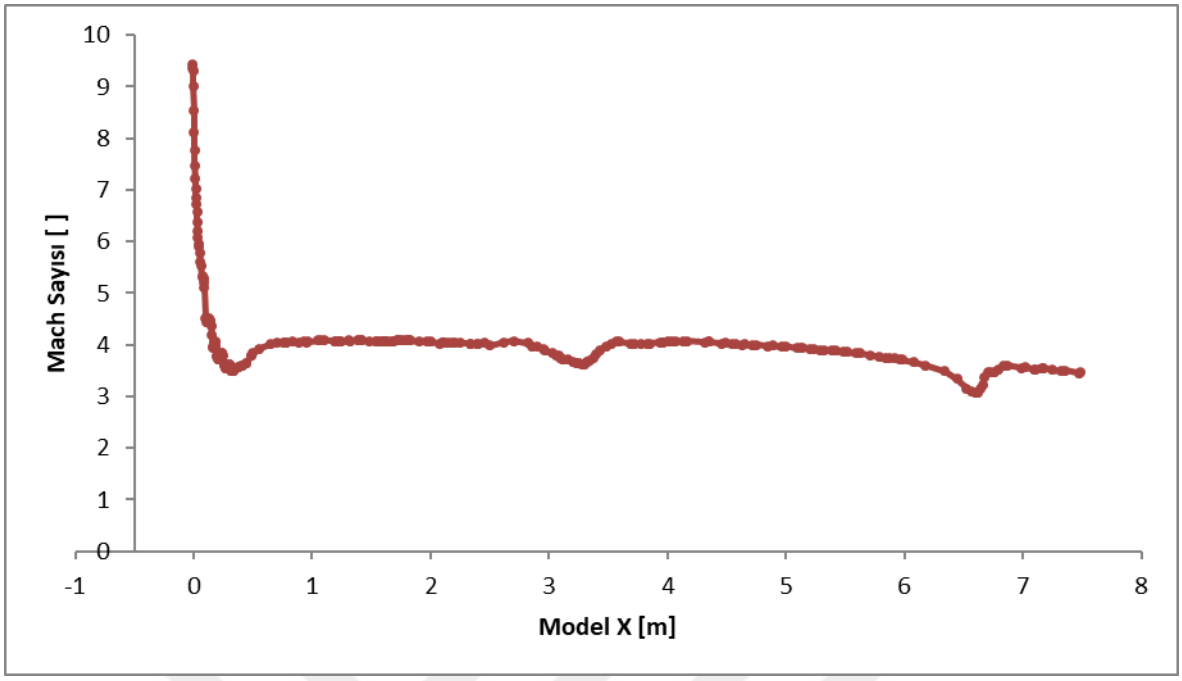


Şekil 4.95. KH47-M2 β burun açısında Ma:10 hızı için yüzey yoğunluk değişimi grafiği

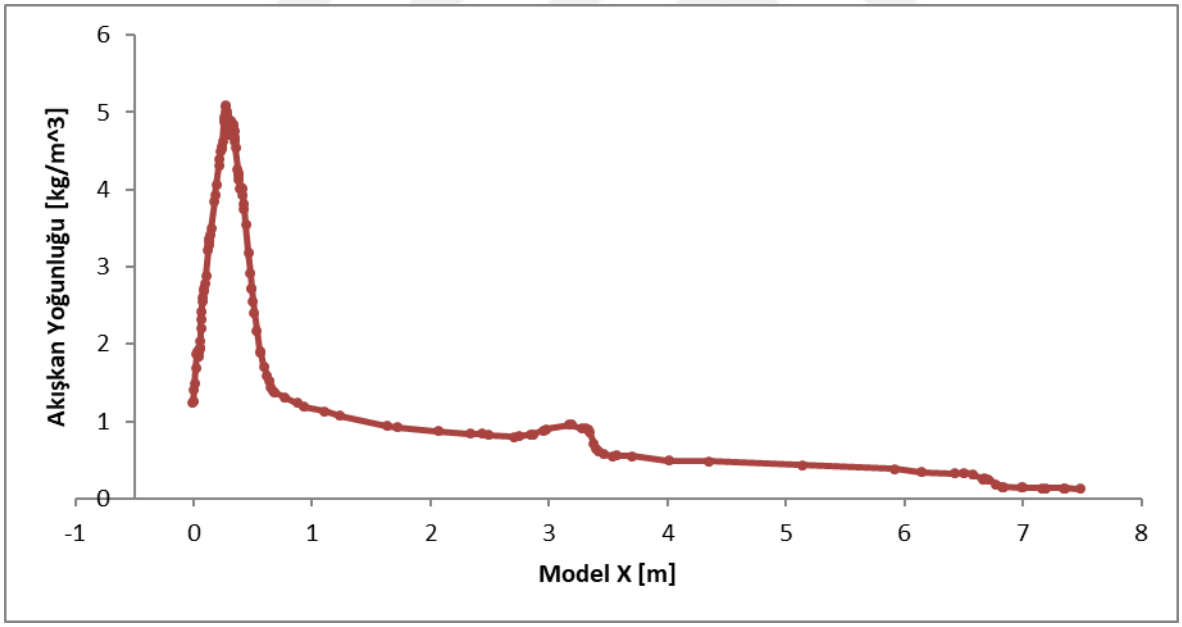
Yapılan bu analizde cidar kenarından 25mm mesafe baz alınarak dinamik basınç, Mach sayısı, akışkan yoğunluğu grafikleri oluşturulmuştur ve Şekil 4.96, Şekil 4.97 ve Şekil 4.98' de gösterilmiştir.



Şekil 4.96. KH47-M2 β burun açısında Ma:10 hızı için dinamik basınç değişimi grafiği



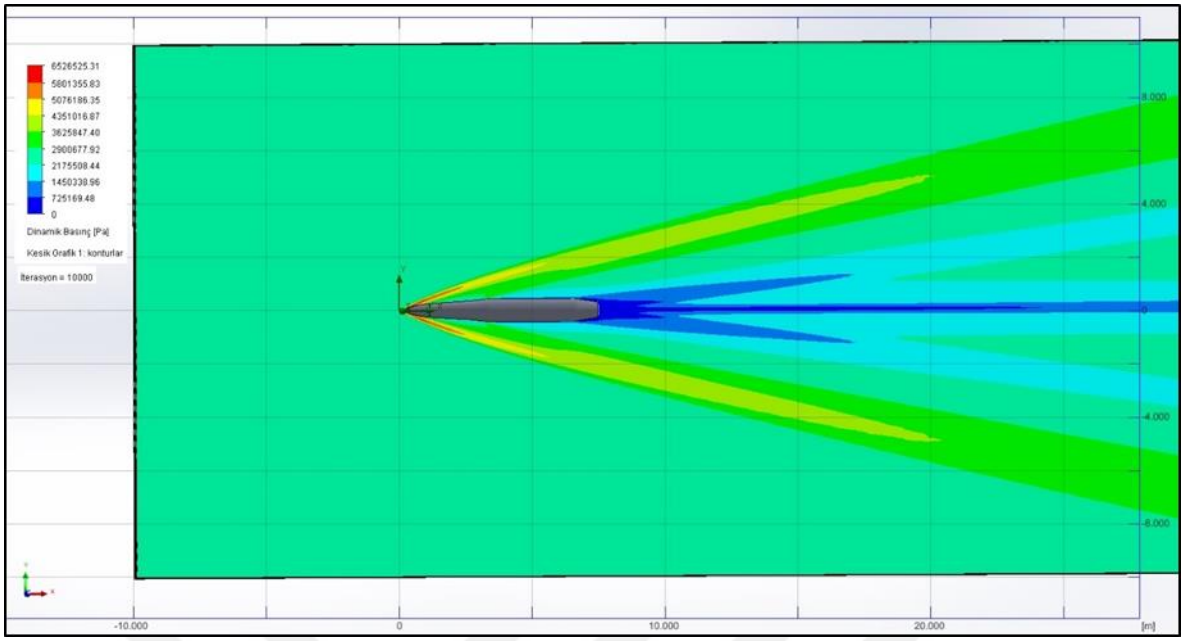
Şekil 4.97. KH47-M2 β burun açısında Ma:10 hızı için Mach sayısı değişimi grafiği



Şekil 4.98. KH47-M2 β burun açısında Ma:10 hızı için akışkan yoğunluk değişimi grafiği

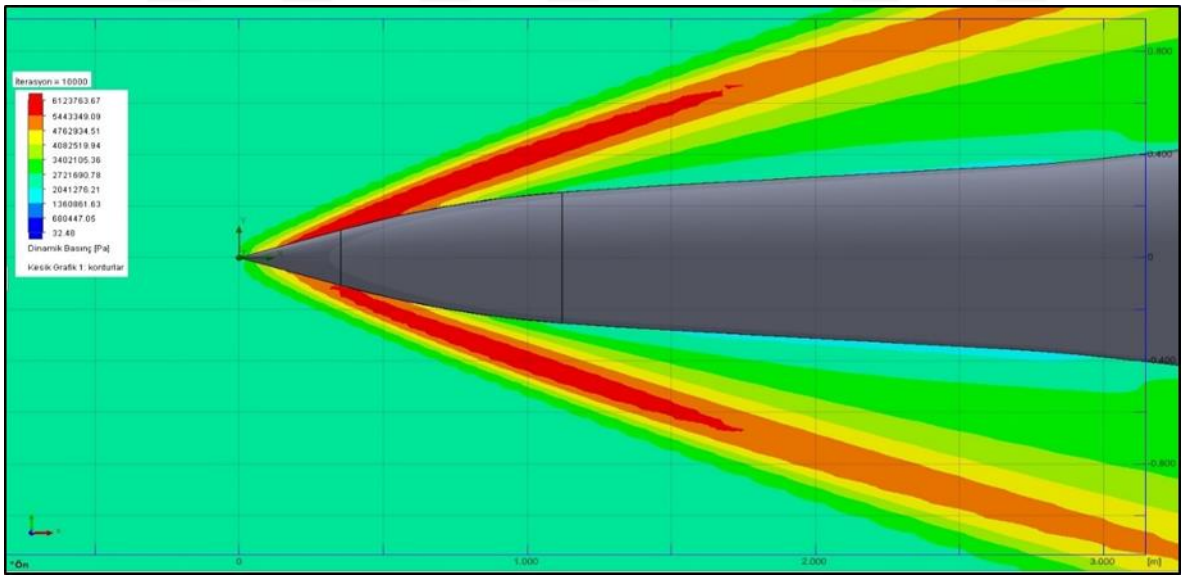
4.4.7. KH47-M2 17,03o Kinzhal füzesi 6 Mach hızı için HAD analizi sonuçları

KH47-M2 17,03^{o} burun açısında 6 Mach hızı için dinamik basınç konturları ele alındığında;



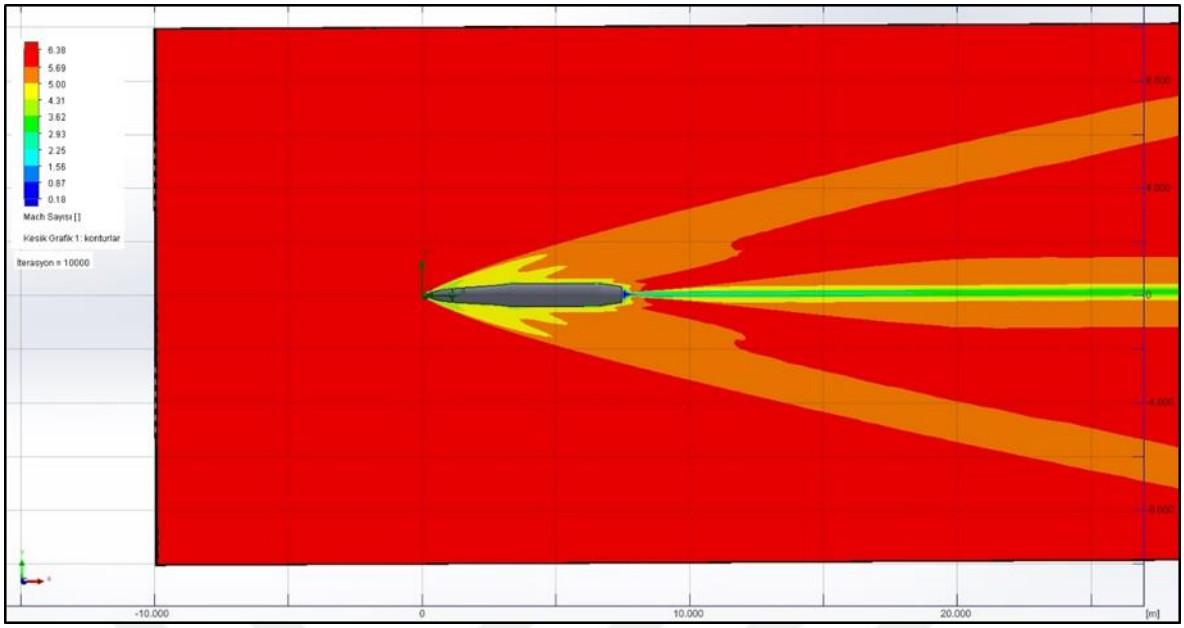
Şekil 4.99. KH47-M2 γ burun açısında Ma:6 hızı için dinamik basınç konturları

KH47-M2 17,03º için burun etrafında oluşan dinamik basınç konturları daha detaylı incelenirse;



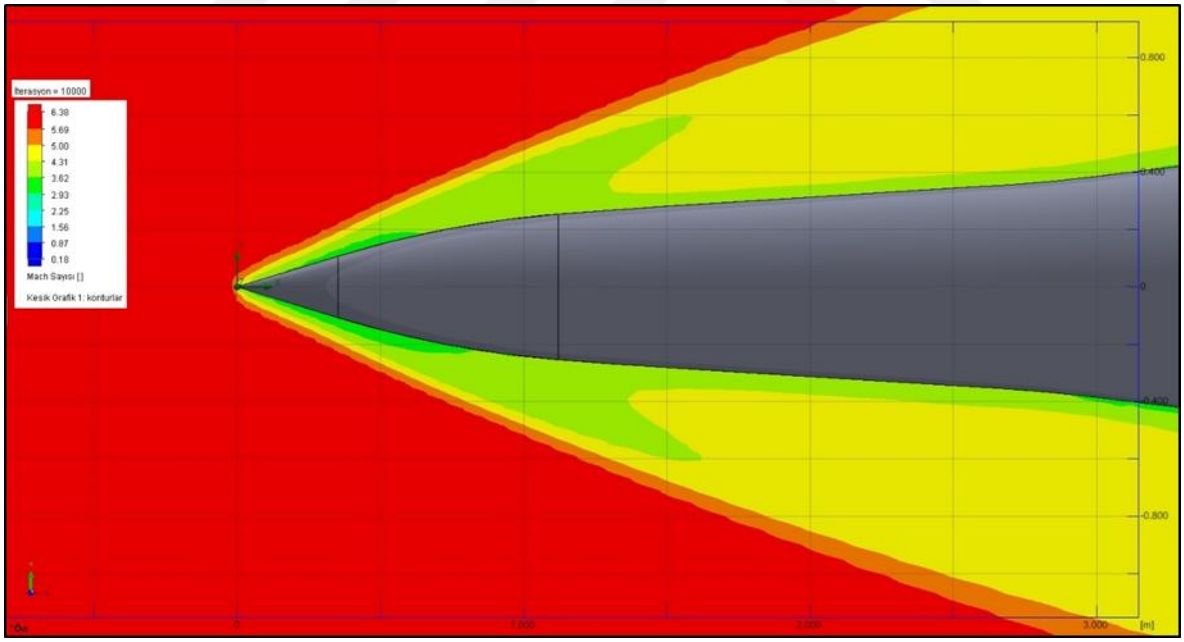
Şekil 4.100. KH47-M2 γ burun açısında Ma:6 hızı için dinamik basınç konturları detayı

Aynı şekilde Mach sayısı konturları ele alındığında;



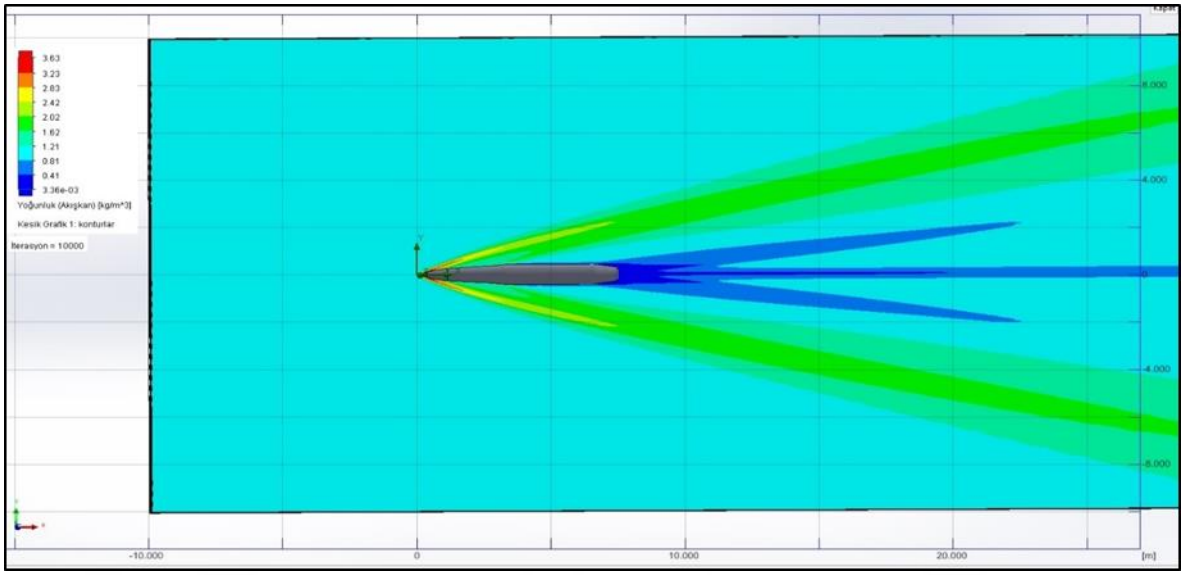
Şekil 4.101. KH47-M2 γ burun açısında Ma:6 hızı için Mach sayısı konturları

KH47-M2 17,03^{o} için burun etrafında oluşan Mach sayısı konturları daha detaylı incelenirse;



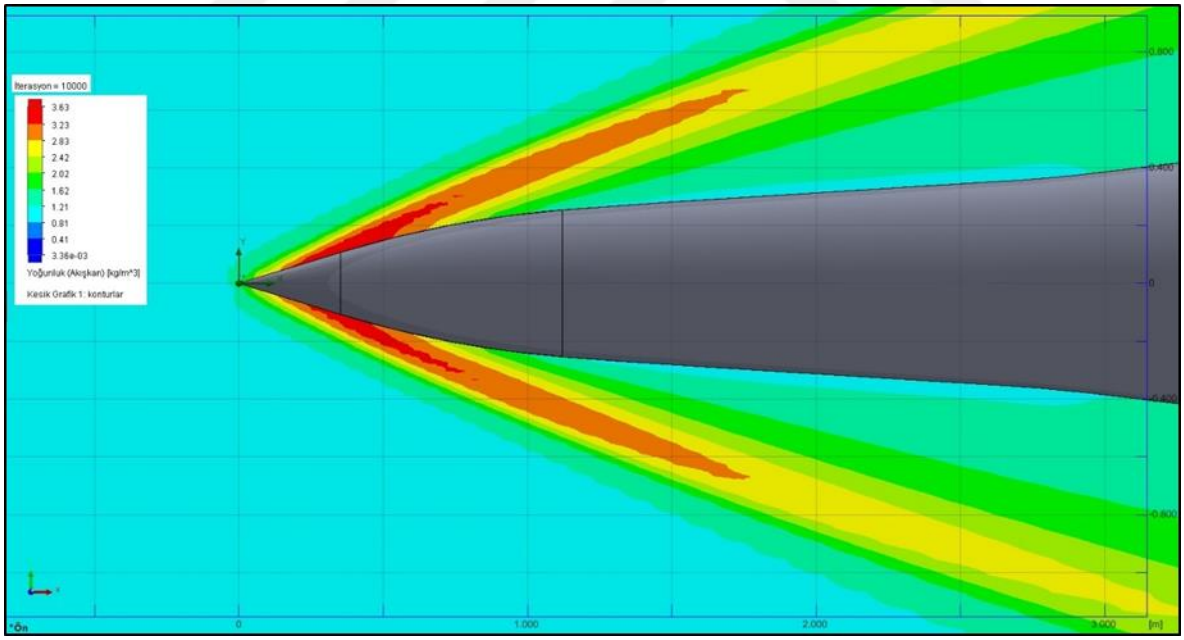
Şekil 4.102. KH47-M2 γ burun açısında Ma:6 hızı için Mach sayısı konturları detayı

KH47-M2 17,03^{o} burun açısında 6 Mach hızı için akışkan yoğunluğu konturları ele alındığında;



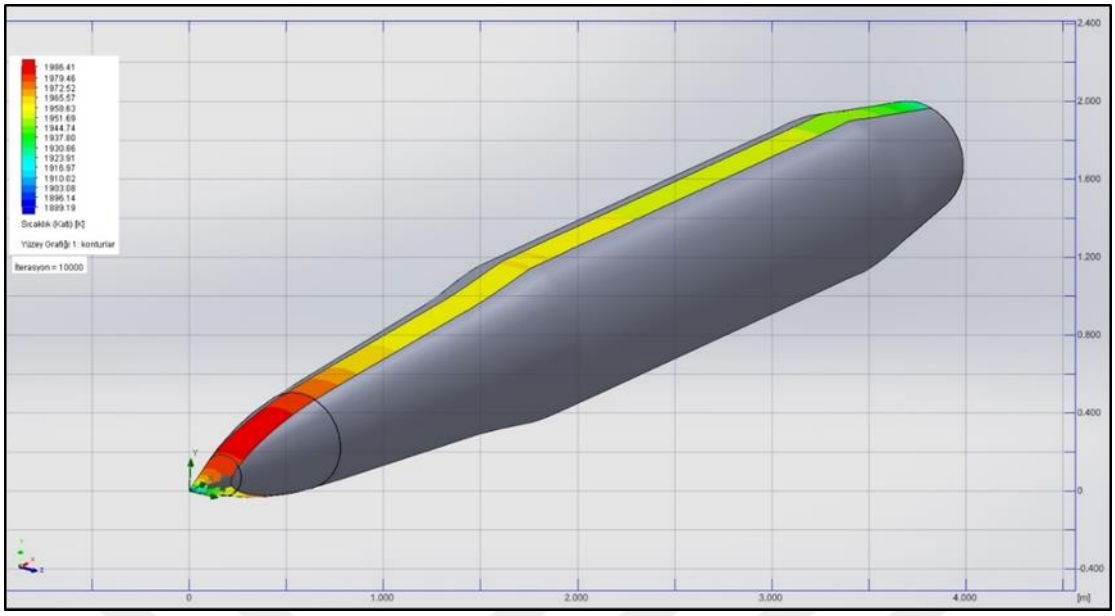
Şekil 4.103. KH47-M2 γ burun açısında Ma:6 hızı için akışkan yoğunluğu konturları

KH47-M2 17,03^{o} için burun etrafında oluşan akışkan yoğunluğu konturları daha detaylı incelenirse;



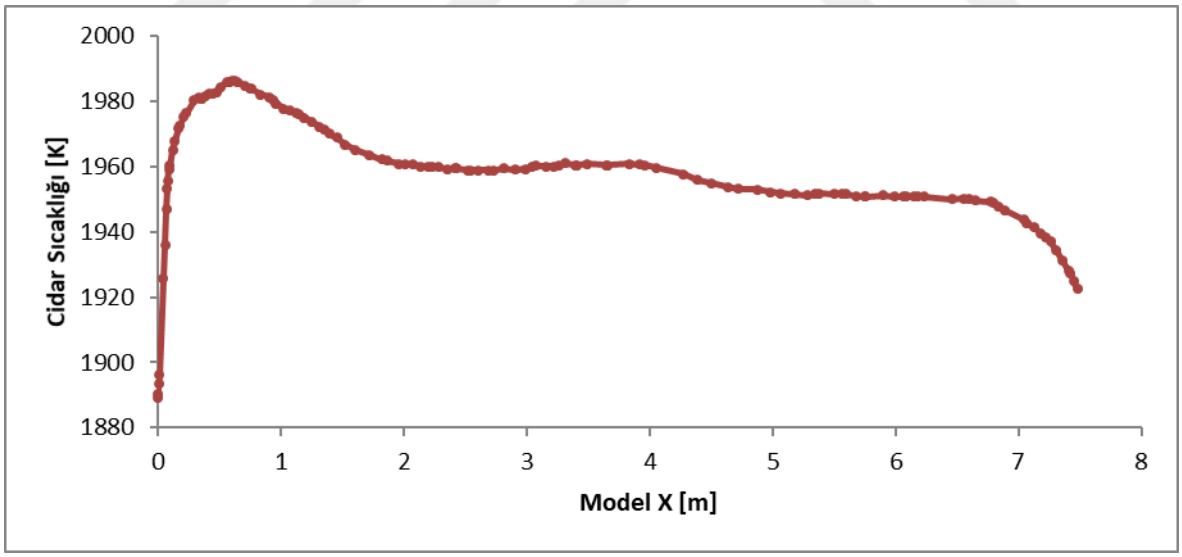
Şekil 4.104. KH47-M2 γ burun açısında Ma:6 hızı için akışkan yoğunluğu konturları detayı

KH47-M2 17,03^{o} burun açısında 6 Mach hızı için yüzey sıcaklık dağılımı konturları ele alındığında;

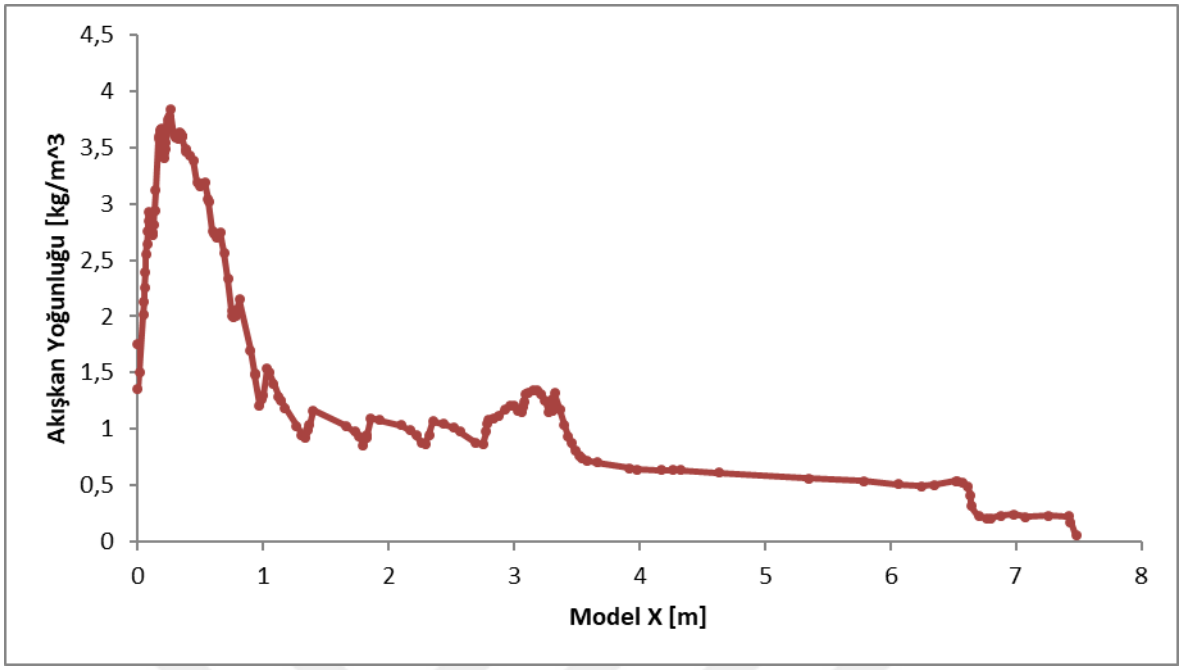


Şekil 4.105. KH47-M2 γ burun açısında Ma:6 hızı için yüzey sıcaklık dağılımı konturları

Elde edilen sonuçlar üzerinden yüzey üzerinde sıcaklık ve akışkan yoğunluk grafikler ise Şekil 4.106 ve Şekil 4.107'de gösterilmiştir.

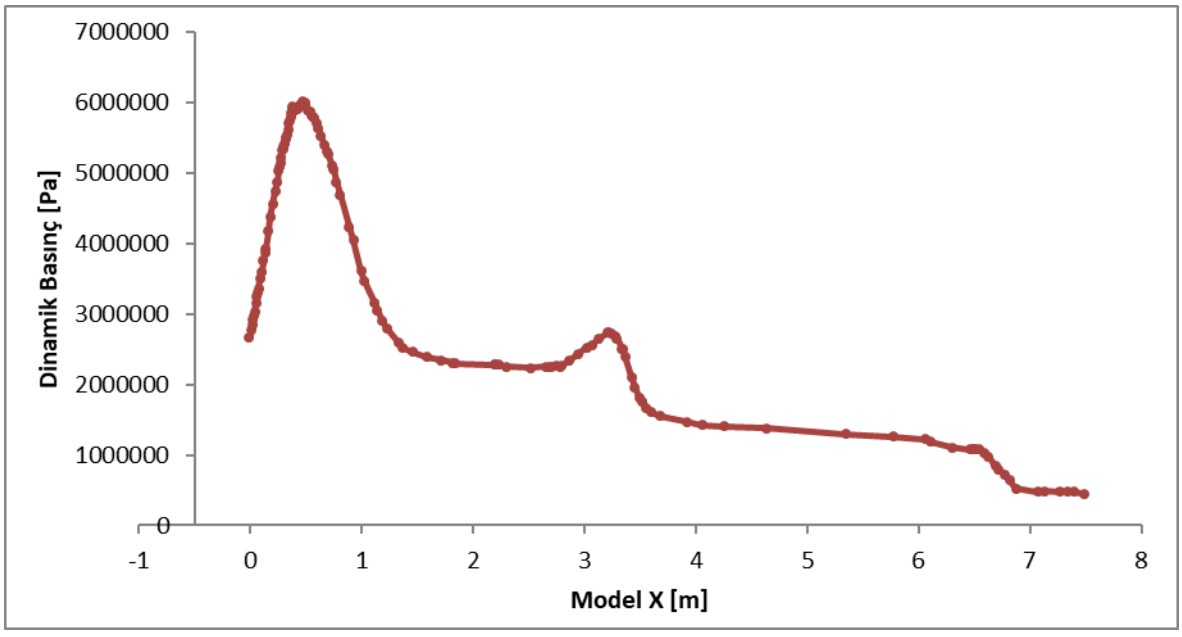


Şekil 4.106. KH47-M2 γ burun açısında Ma:6 hızı için yüzey sıcaklık değişimi grafiği

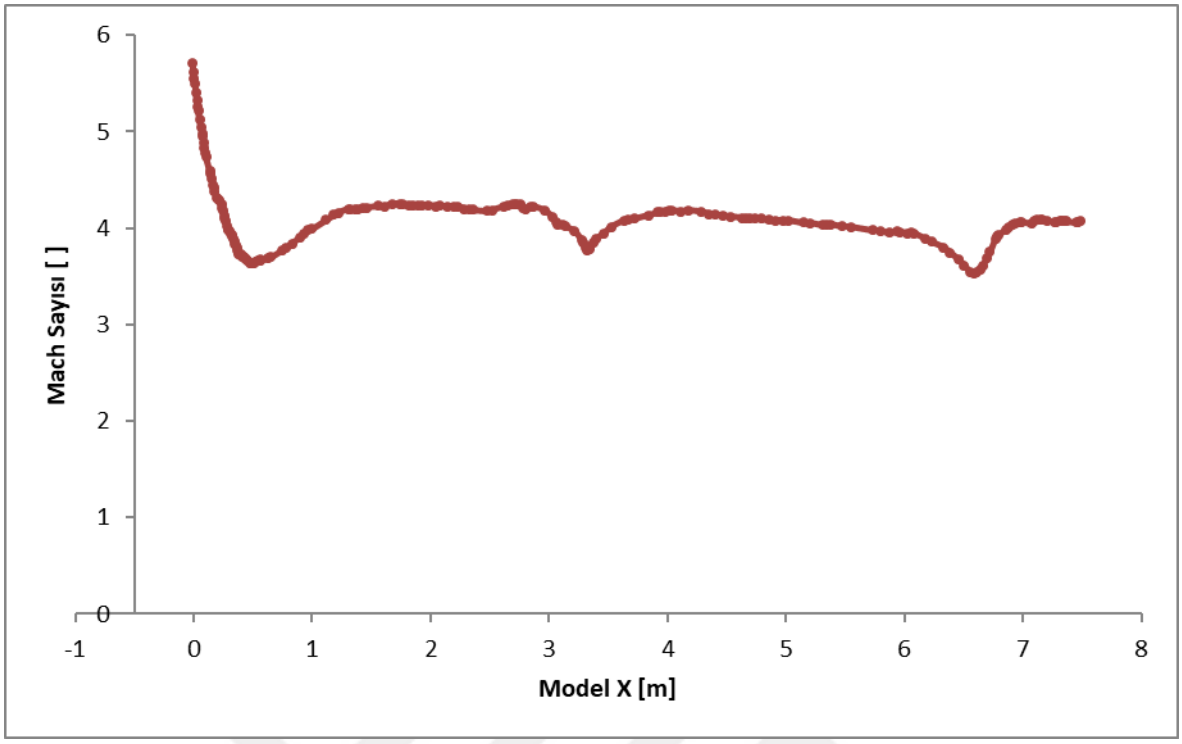


Şekil 4.107. KH47-M2 γ burun açısında Ma:6 hızı için yüzey akışkan yoğunluk değişimi grafiği

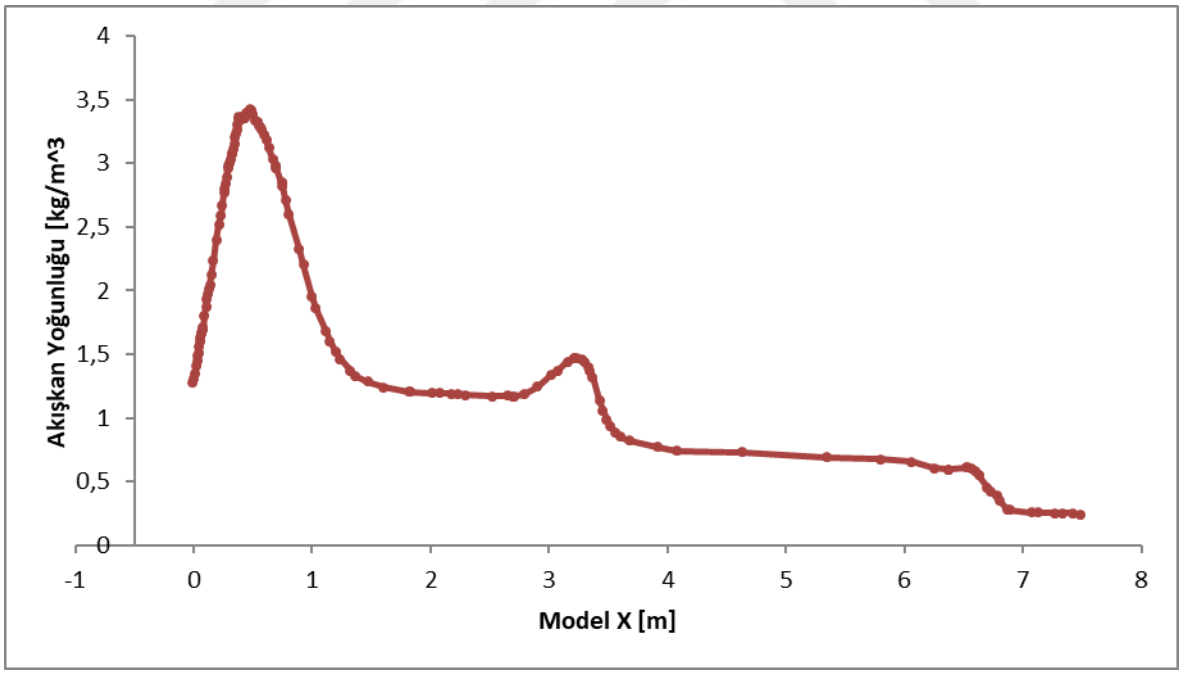
Yapılan bu analizde cidar kenarından 25mm mesafe baz alınarak dinamik basınç, Mach sayısı, akışkan yoğunluğu grafikleri oluşturulmuştur ve Şekil 4.108, Şekil 4.109 ve Şekil 4.110' da gösterilmiştir.



Şekil 4.108. KH47-M2 γ burun açısında Ma:6 hızı hızı için dinamik basınç değişimi grafiği



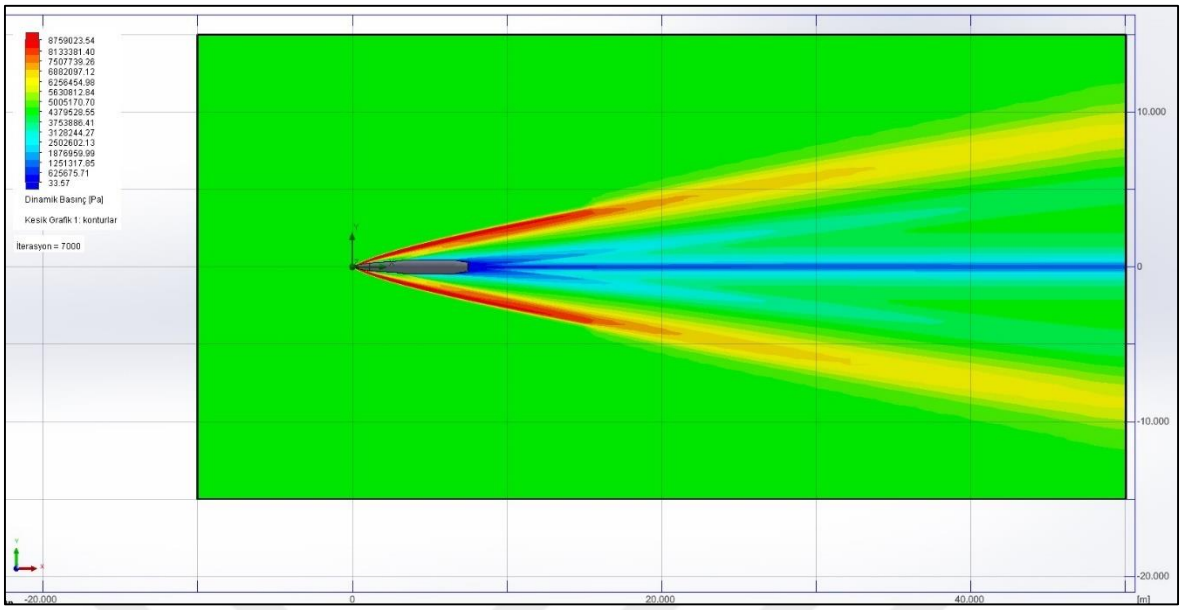
Şekil 4.109. KH47-M2 γ burun açısında Ma:6 hızı için Mach sayısı değişimi grafiği



Şekil 4.110. KH47-M2 γ burun açısında Ma:6 hızı için akışkan yoğunluğu değişimi grafiği

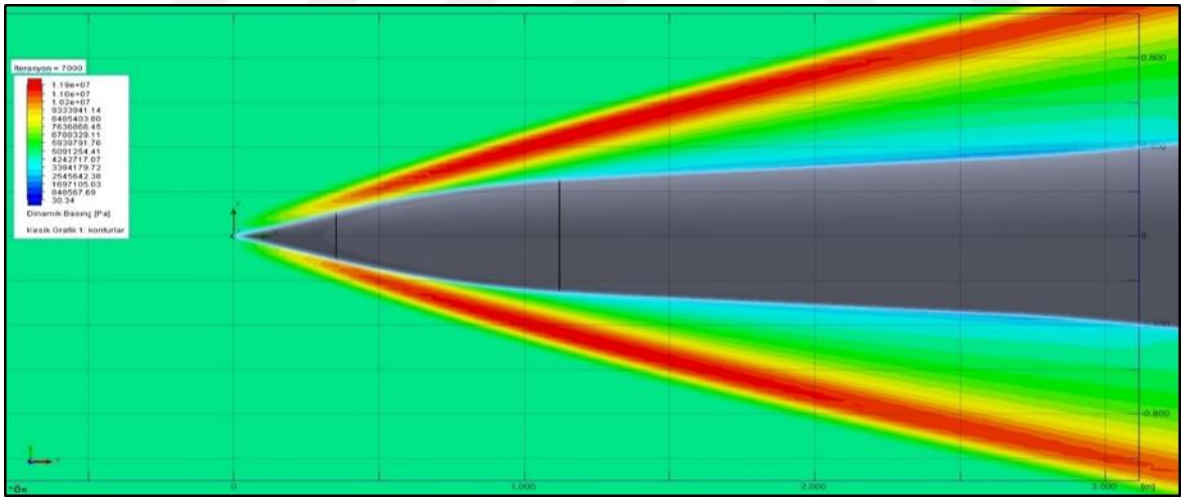
4.4.8. KH47-M2 17,03° Kinzhal füzesi 8 Mach hızı için HAD analizi sonuçları

KH47-M2 17,03º burun açısında 8 Mach hızı için dinamik basınç konturları ele alındığında;



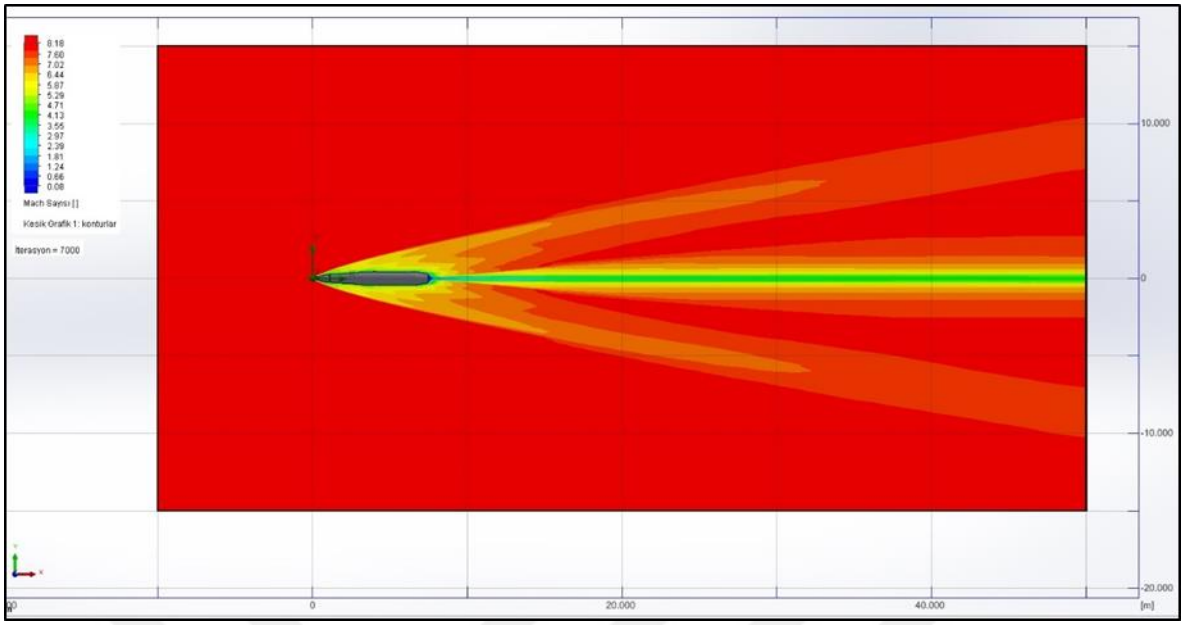
Şekil 4.111. KH47-M2 γ burun açısında Ma:8 hızı için dinamik basınç konturları

KH47-M2 17,03º için burun etrafında oluşan dinamik basınç konturları daha detaylı incelenirse;



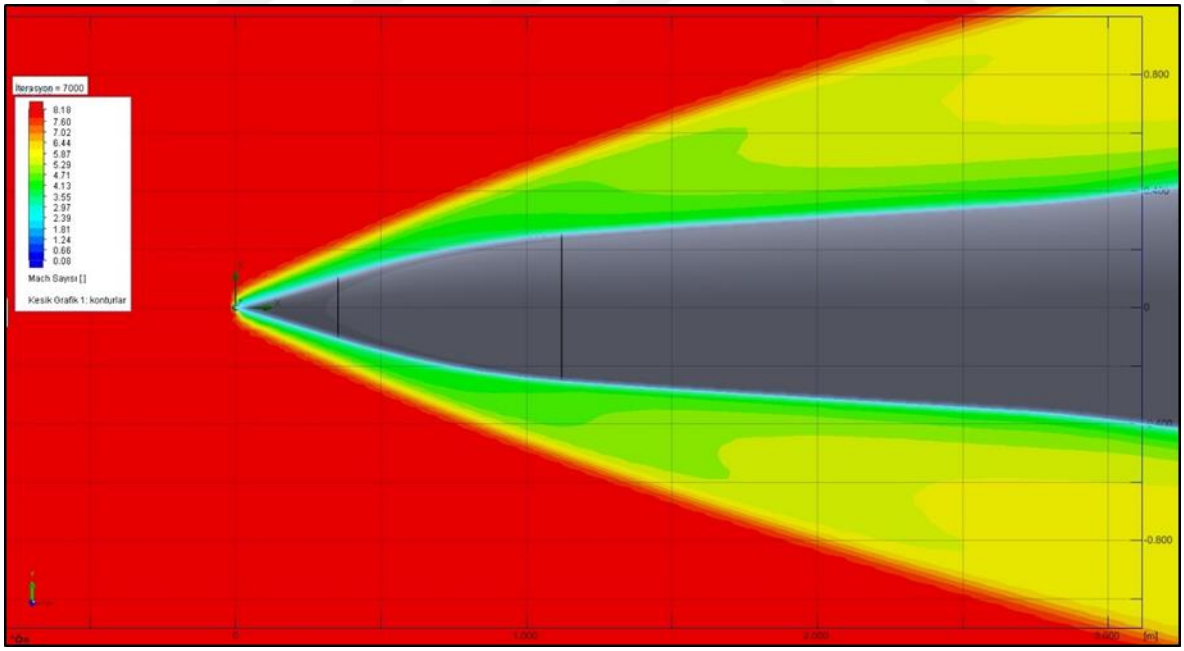
Şekil 4.112. KH47-M2 γ burun açısında Ma:8 hızı için dinamik basınç konturları detayı

Aynı şekilde Mach sayısı konturları ele alındığında;



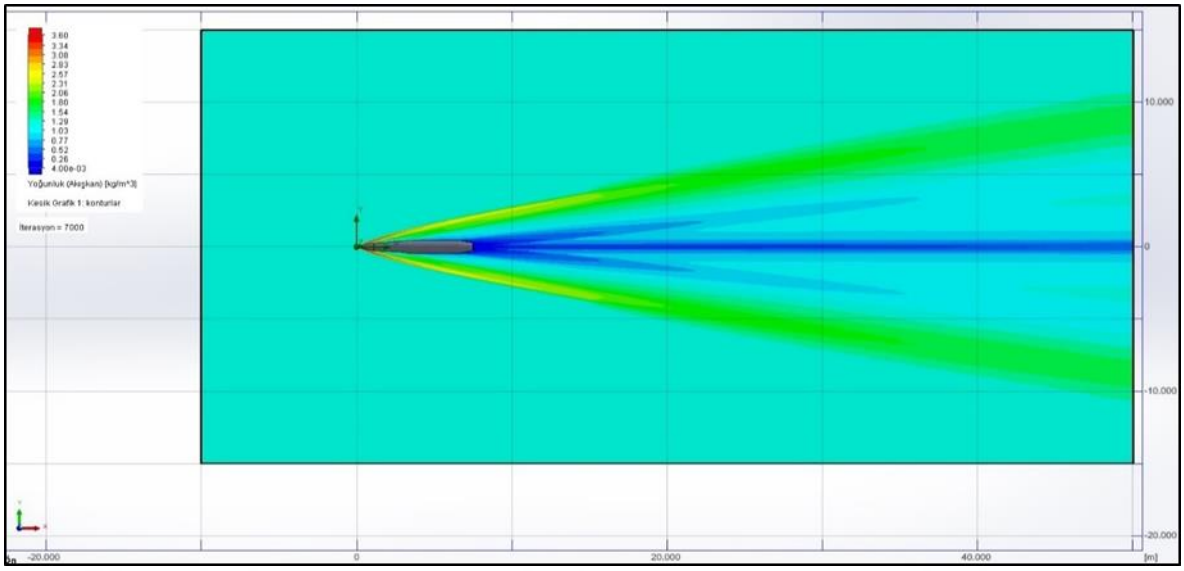
Şekil 4.113. KH47-M2 γ burun açısında Ma:8 hızı için Mach sayısı konturları

KH47-M2 17,03^{o} için burun etrafında oluşan Mach sayısı konturları daha detaylı incelenirse;



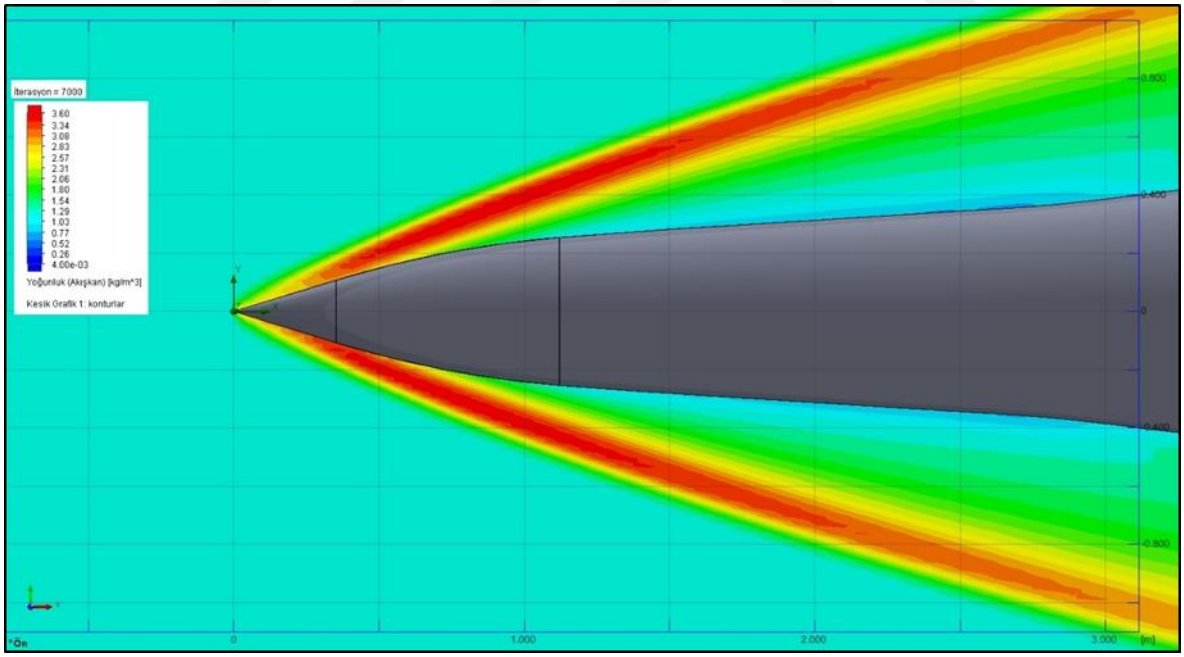
Şekil 4.114. KH47-M2 γ burun açısında Ma:8 hızı için Mach sayısı konturları detayı

KH47-M2 17,03^{o} burun açısında 8 Mach hızı için akışkan yoğunluğu konturları ele alındığında;



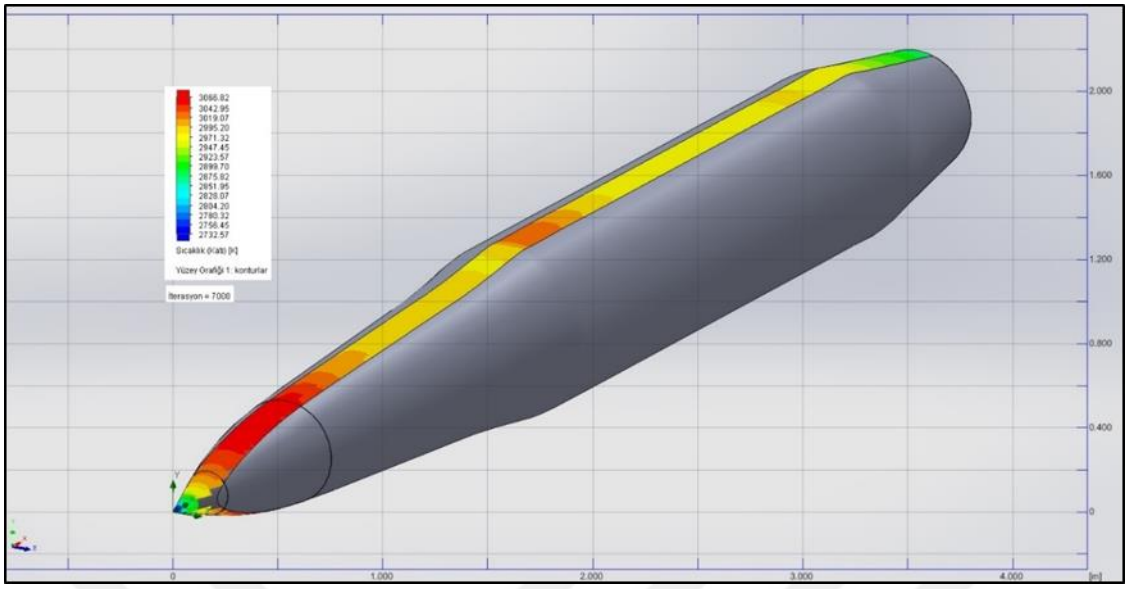
Şekil 4.115. KH47-M2 γ burun açısında Ma:8 hızı için akışkan yoğunluğu konturları

KH47-M2 17,03º için burun etrafında oluşan akışkan yoğunluğu konturları daha detaylı incelenirse;



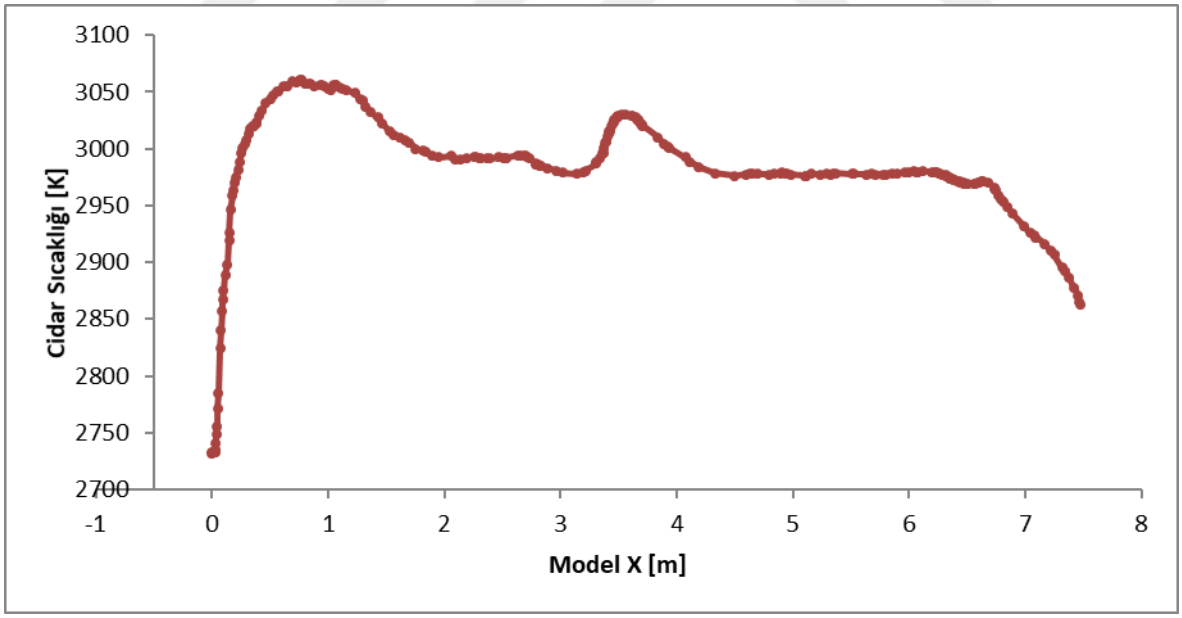
Şekil 4.116. KH47-M2 γ burun açısında Ma:8 hızı için akışkan yoğunluğu konturları detayı

KH47-M2 17,03º burun açısında 8 Mach hızı için yüzey sıcaklık dağılımı konturları ele alındığında;

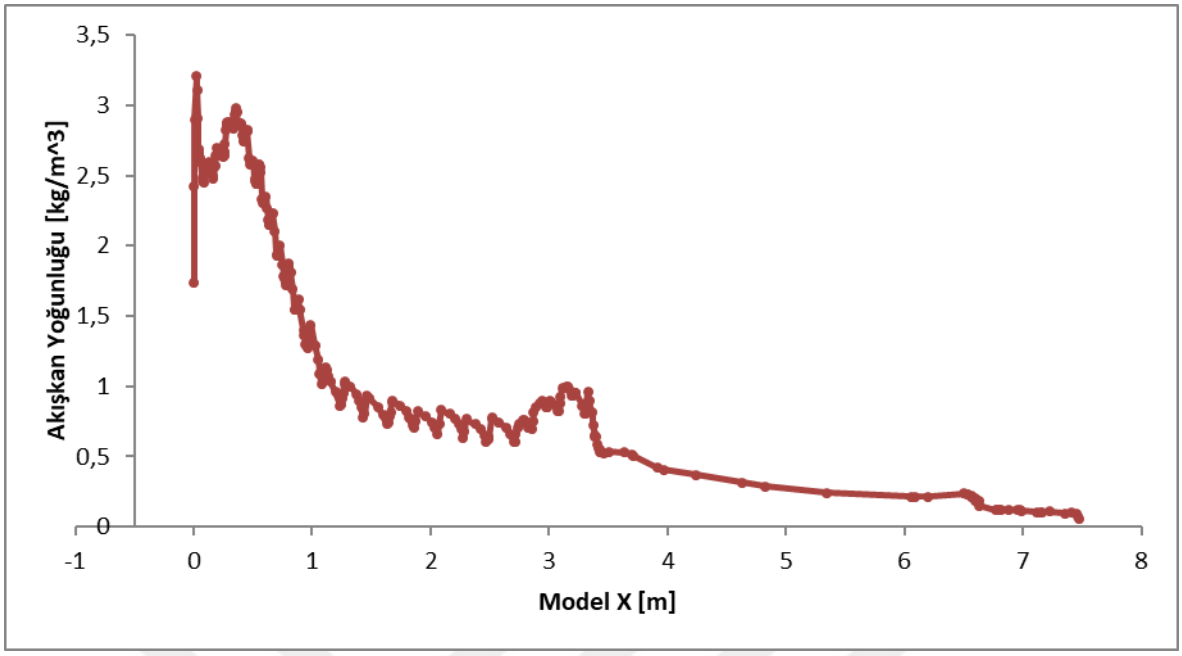


Şekil 4.117. KH47-M2 γ burun açısında Ma:8 hızı için yüzey sıcaklık dağılımı konturları

Sonuçları elde edilmiştir. Elde edilen sonuçlar üzerinden yüzey üzerinde sıcaklık ve akışkan yoğunluk grafikler ise Şekil 4.118 ve Şekil 4.119' da gösterilmiştir.

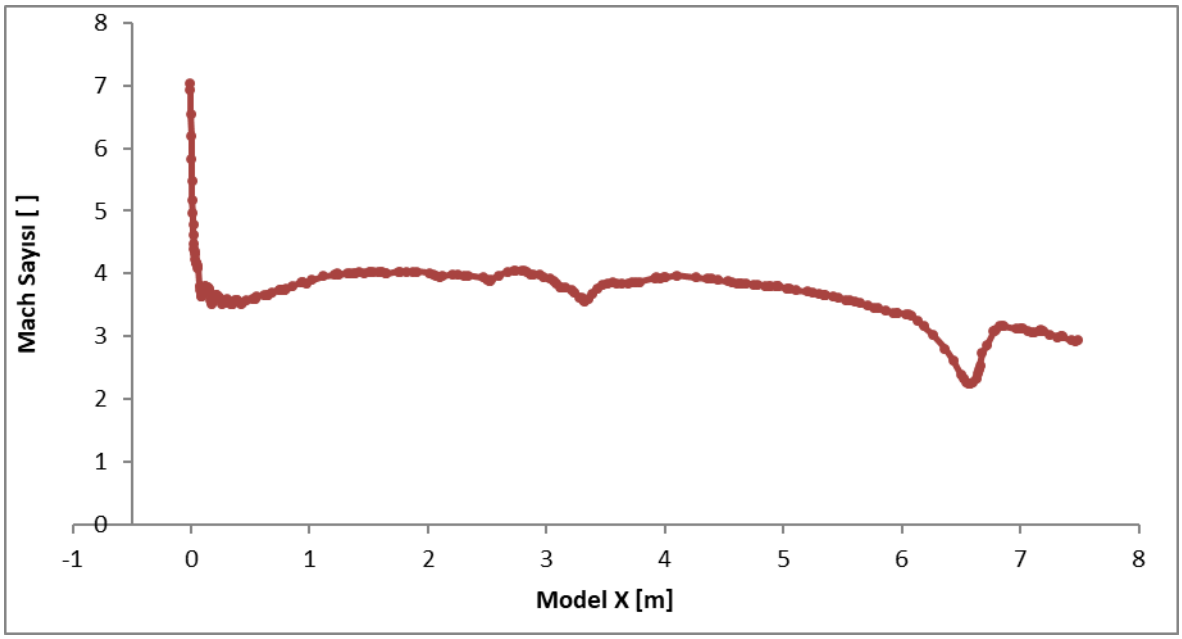


Şekil 4.118. KH47-M2 γ burun açısında Ma:8 hızı için yüzey sıcaklık değişimi grafiği

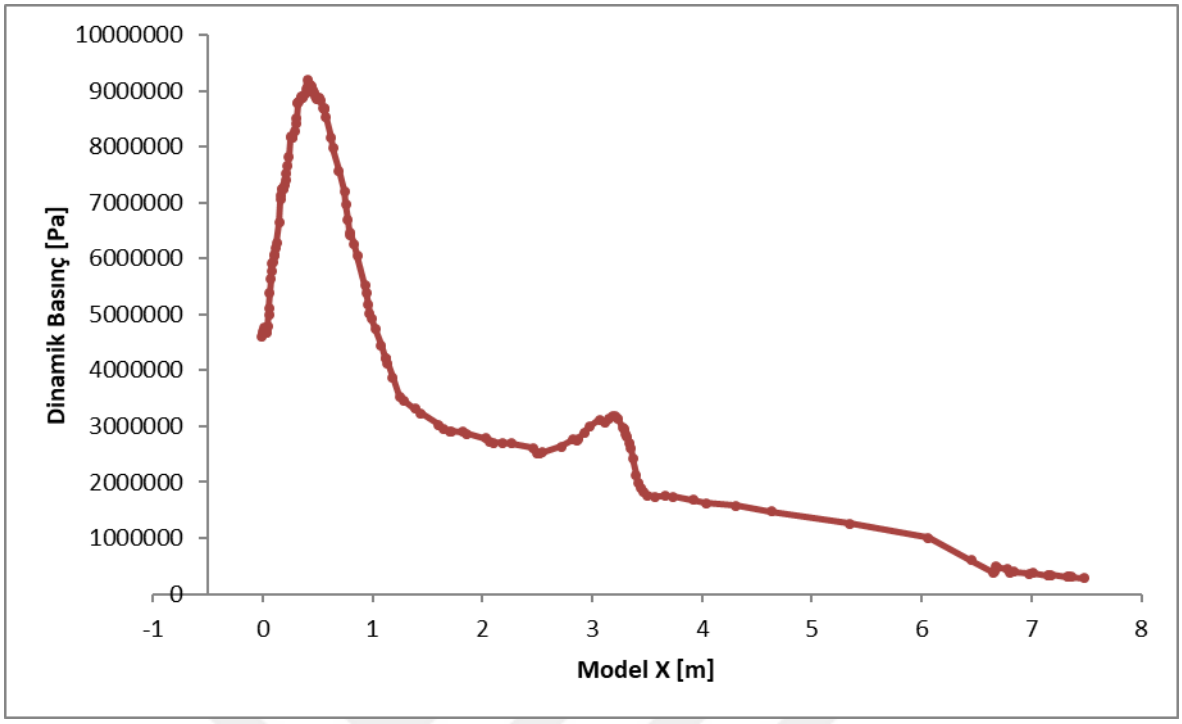


Şekil 4.119. KH47-M2 γ burun açısında Ma:8 hızı için yüzey akışkan yoğunluğu değişimi grafiği

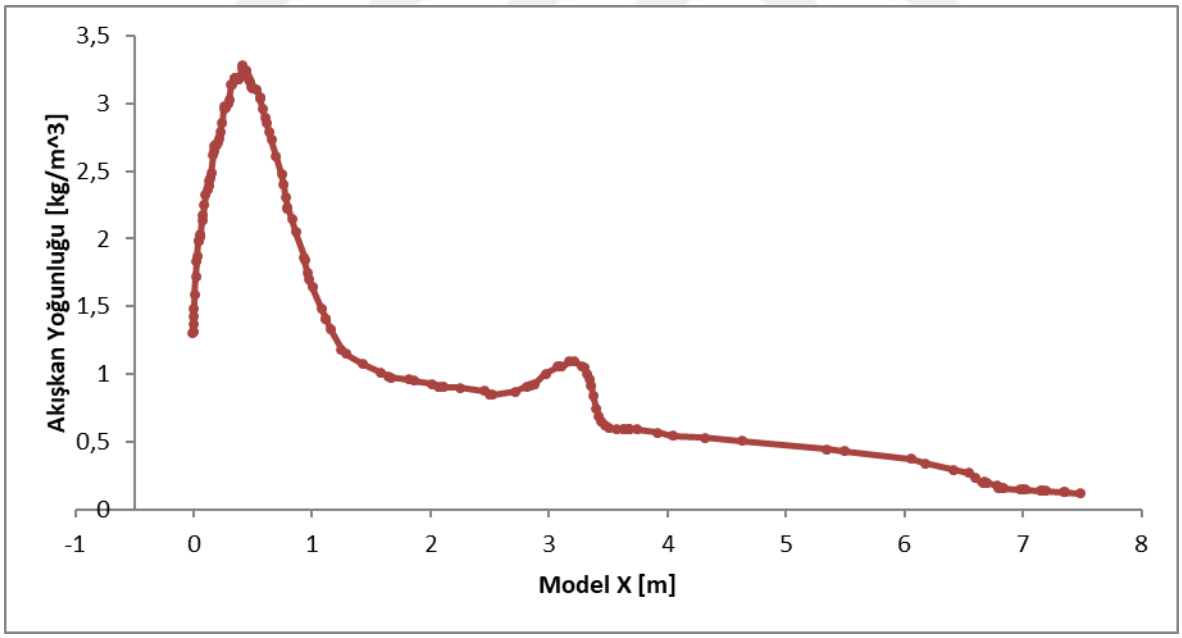
Yapılan bu analizde cidar kenarından 25mm mesafe baz alınarak dinamik basınç, Mach sayısı, akışkan yoğunluğu grafikleri oluşturulmuştur ve Şekil 4.120, Şekil 4.121 ve Şekil 4.122' de gösterilmiştir.



Şekil 4.120. KH47-M2 γ burun açısında Ma:8 hızı için Mach sayısı değişimi grafiği



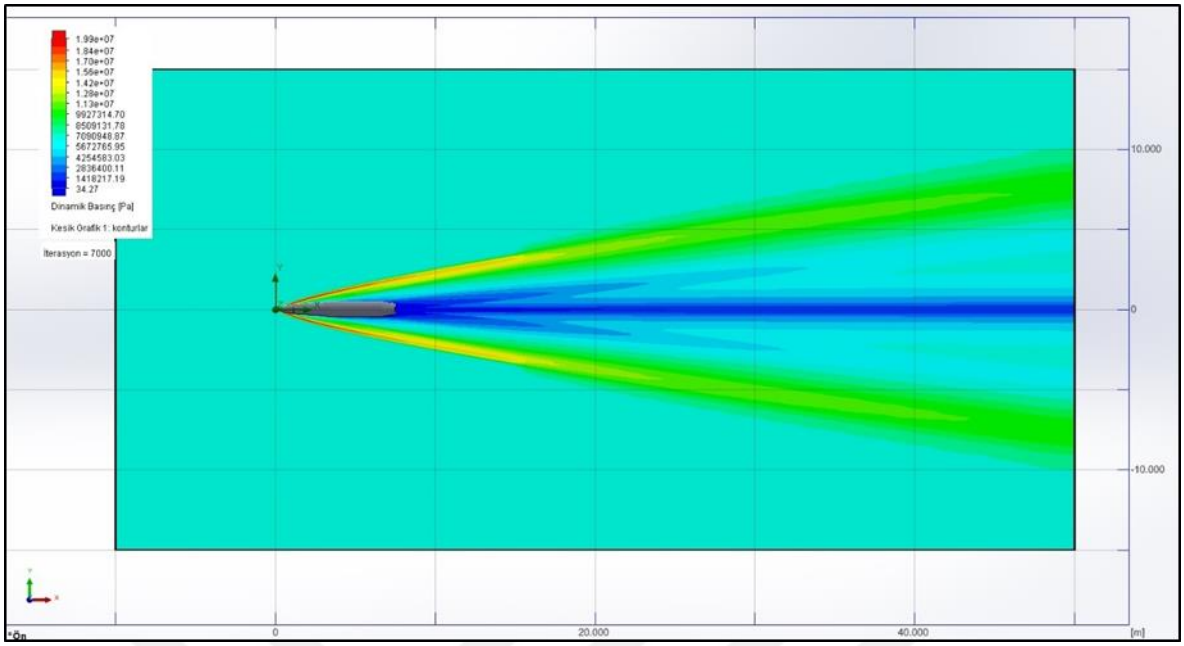
Şekil 4.121. KH47-M2 γ burun açısında Ma:8 hızı hızı için dinamik basınç değişimi grafiği



Şekil 4.122. KH47-M2 γ burun açısında Ma:8 hızı için akışkan yoğunluğu değişimi grafiği

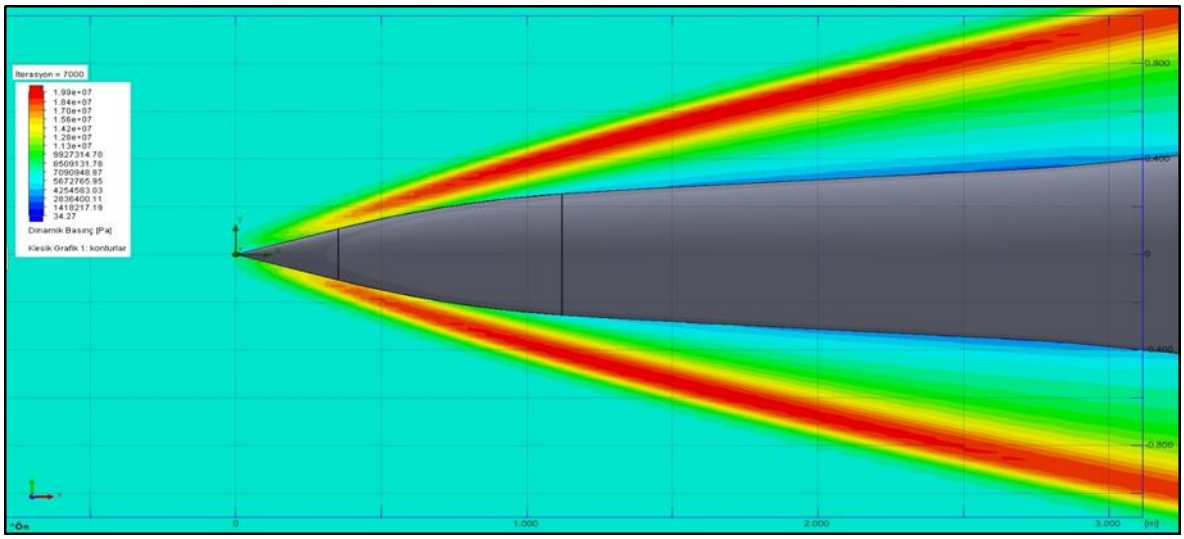
4.4.9. KH47-M2 17,03° Kinzhal füzesi 10 Mach hızı için HAD analizi sonuçları

KH47-M2 17,03° burun açısında 10 Mach hızı için dinamik basınç konturları ele alındığında;



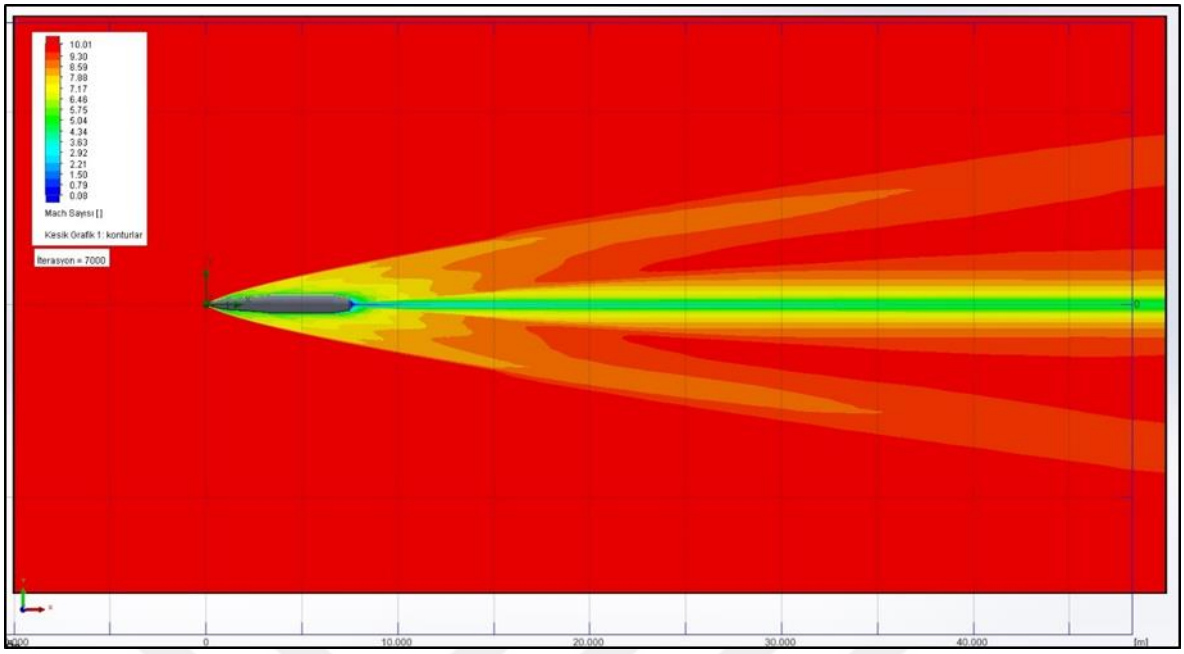
Şekil 4.123. KH47-M2 γ burun açısında Ma:10 hızı için dinamik basınç konturları

KH47-M2 17,03º için burun etrafında oluşan dinamik basınç konturları daha detaylı incelenirse;



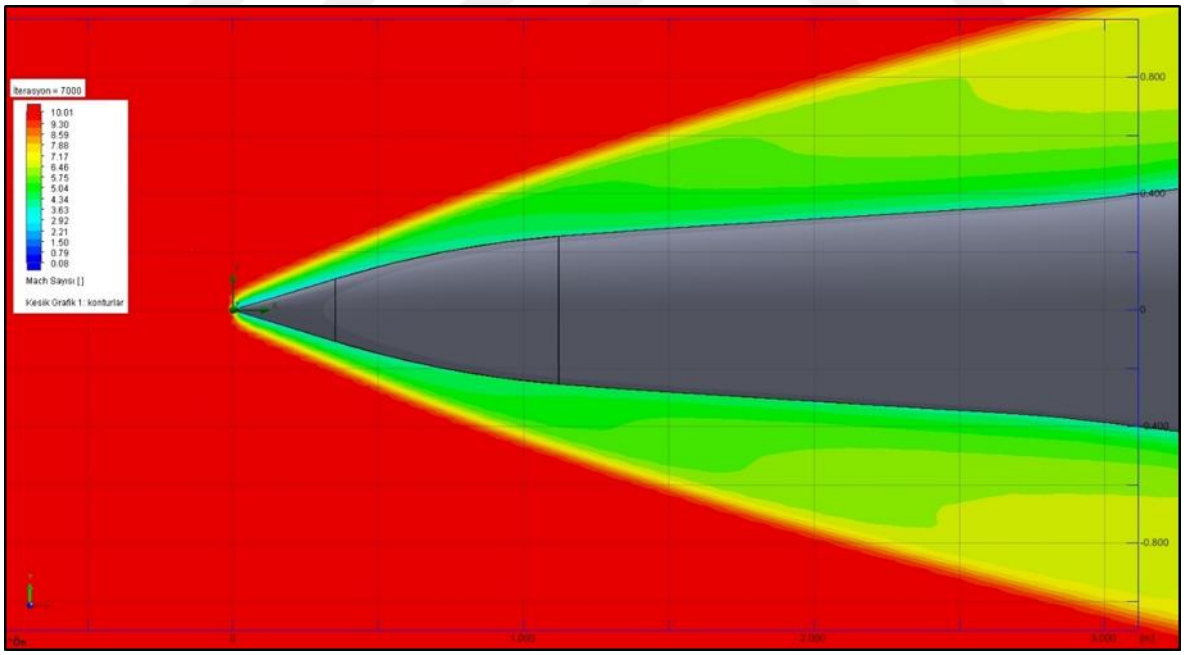
Şekil 4.124. KH47-M2 γ burun açısında Ma:10 hızı için dinamik basınç konturları detayı

Aynı şekilde Mach sayısı konturları ele alındığında;



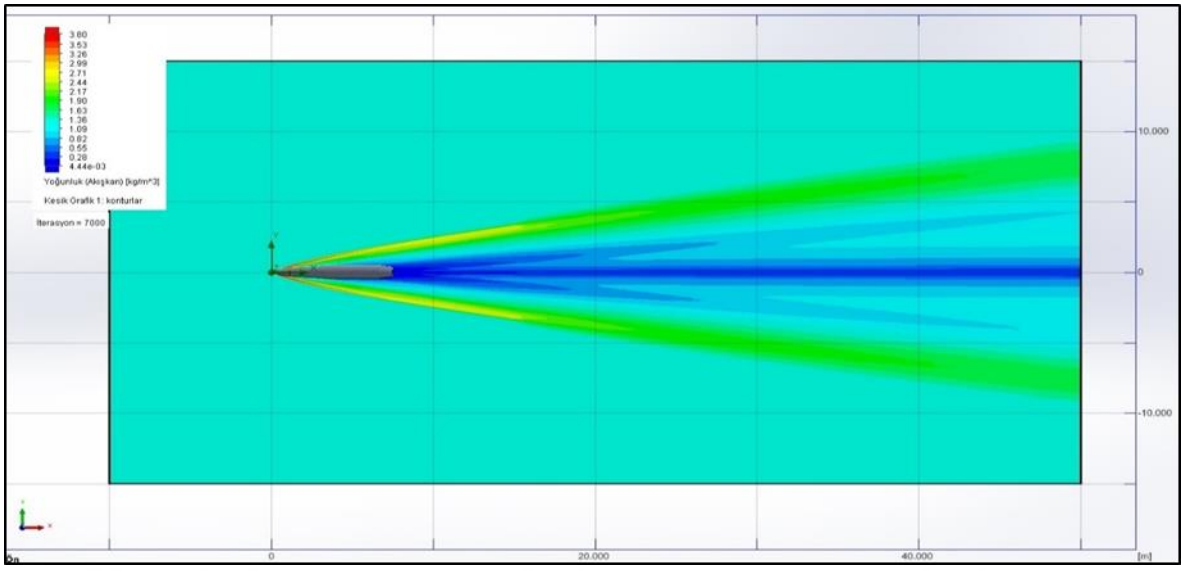
Şekil 4.125. KH47-M2 γ burun açısında Ma:10 hızı için Mach sayısı konturları

KH47-M2 17,03^{o} için burun etrafında oluşan Mach sayısı konturları daha detaylı incelenirse;



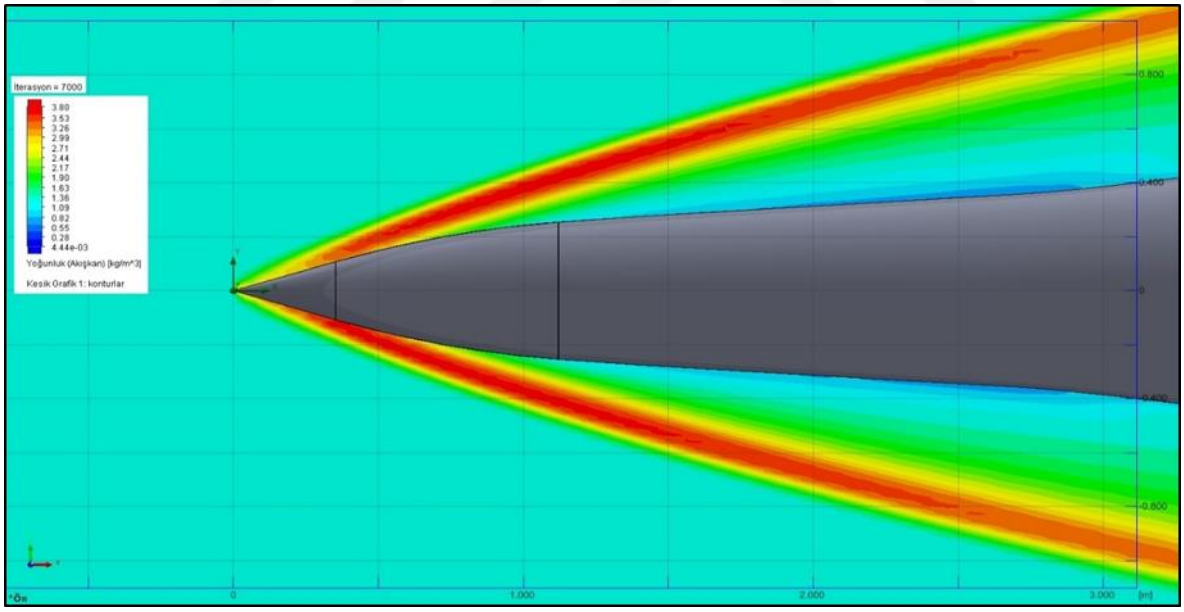
Şekil 4.126. KH47-M2 γ burun açısında Ma:10 hızı için Mach sayısı konturları detayı

KH47-M2 17,03^{o} burun açısında 10 Mach hızı için akışkan akışkan yoğunluğu konturları ele alındığında;



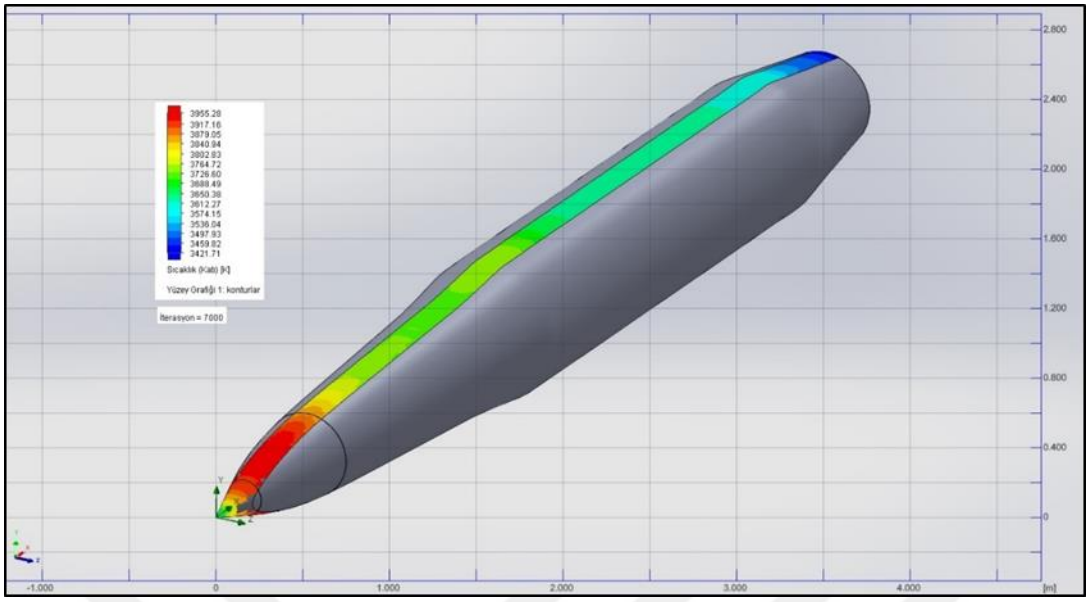
Şekil 4.127. KH47-M2 γ burun açısında Ma:10 hızı için akışkan yoğunluğu konturları

KH47-M2 17,03º için burun etrafında oluşan akışkan yoğunluğu konturları daha detaylı incelenirse;



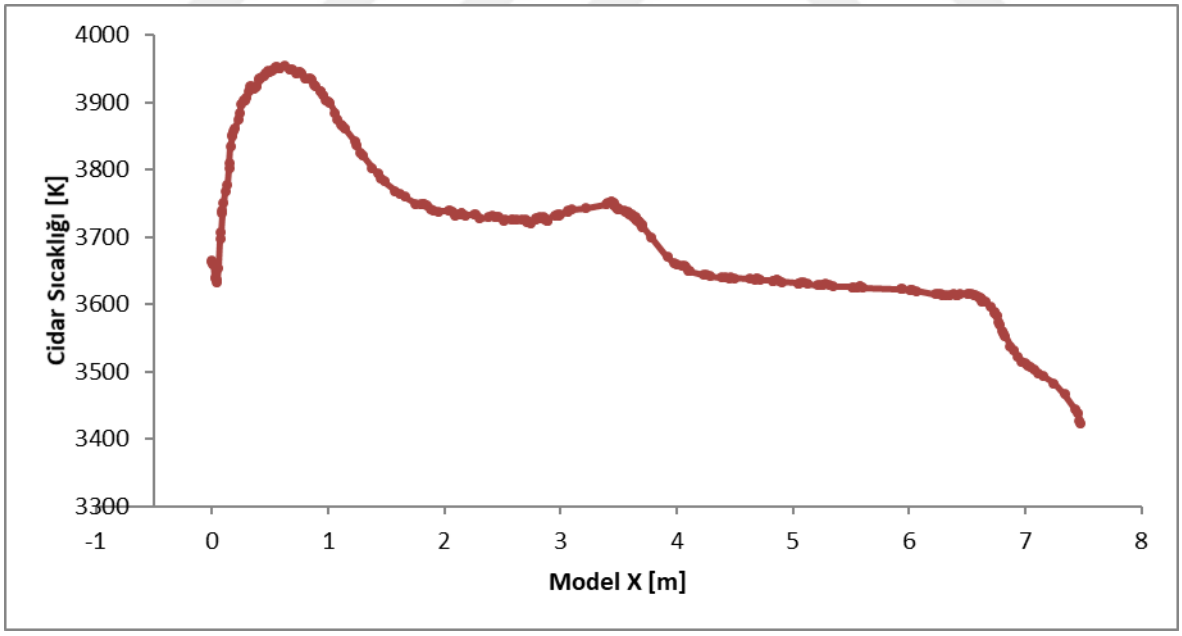
Şekil 4.128. KH47-M2 γ burun açısında Ma:10 hızı için akışkan yoğunluğu konturları detayı

KH47-M2 17,03º burun açısında 10 Mach hızı için yüzey sıcaklık dağılımı konturları ele alındığında;

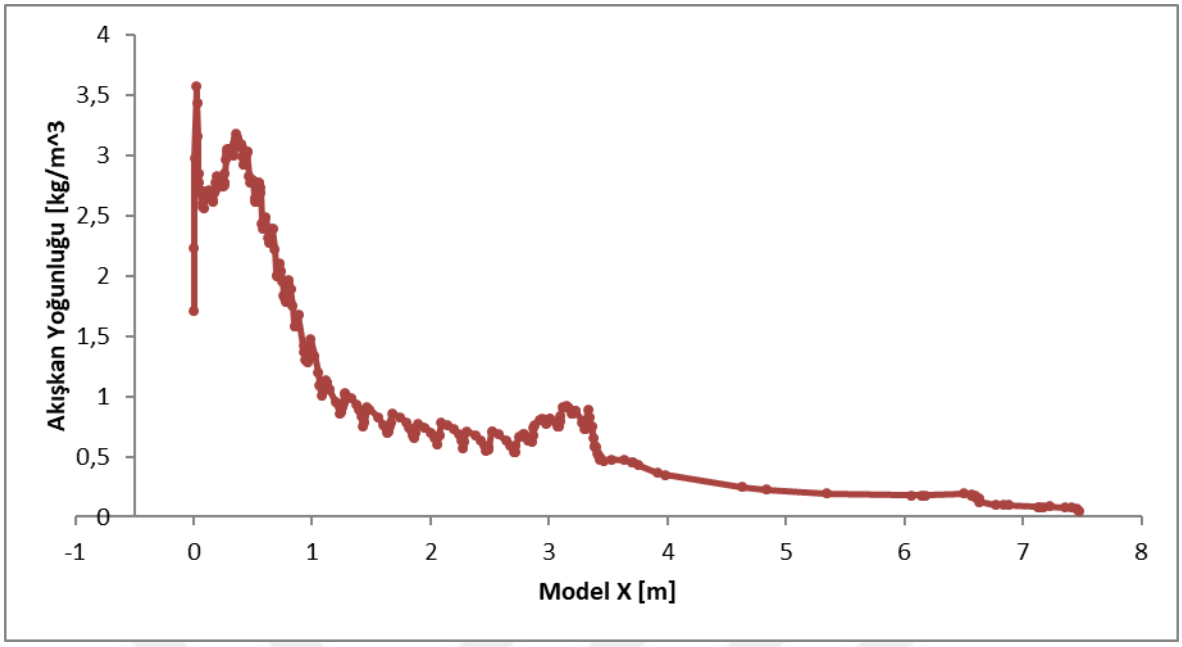


Şekil 4.129. KH47-M2 γ burun açısında Ma:10 hızı için yüzey sıcaklık konturları

Elde edilen sonuçlar üzerinden yüzey üzerinde sıcaklık ve akışkan yoğunluk grafikler ise Şekil 4.130 ve Şekil 4.131' de gösterilmiştir.

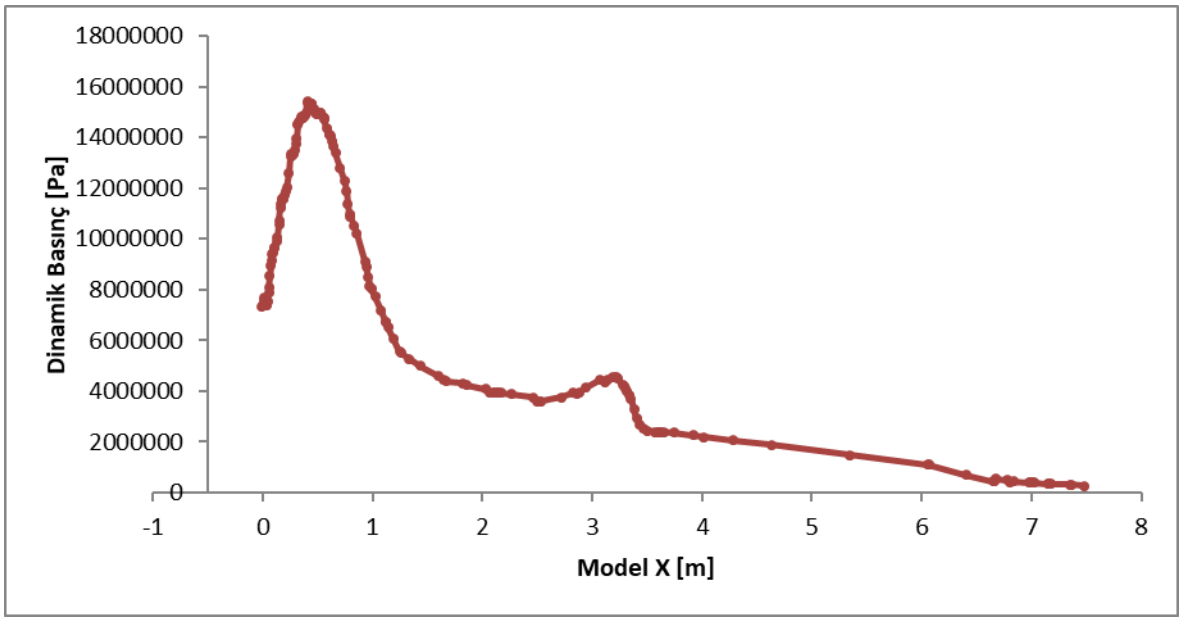


Şekil 4.130. KH47-M2 γ burun açısında Ma:10 hızı için yüzey sıcaklık değişimi grafiği

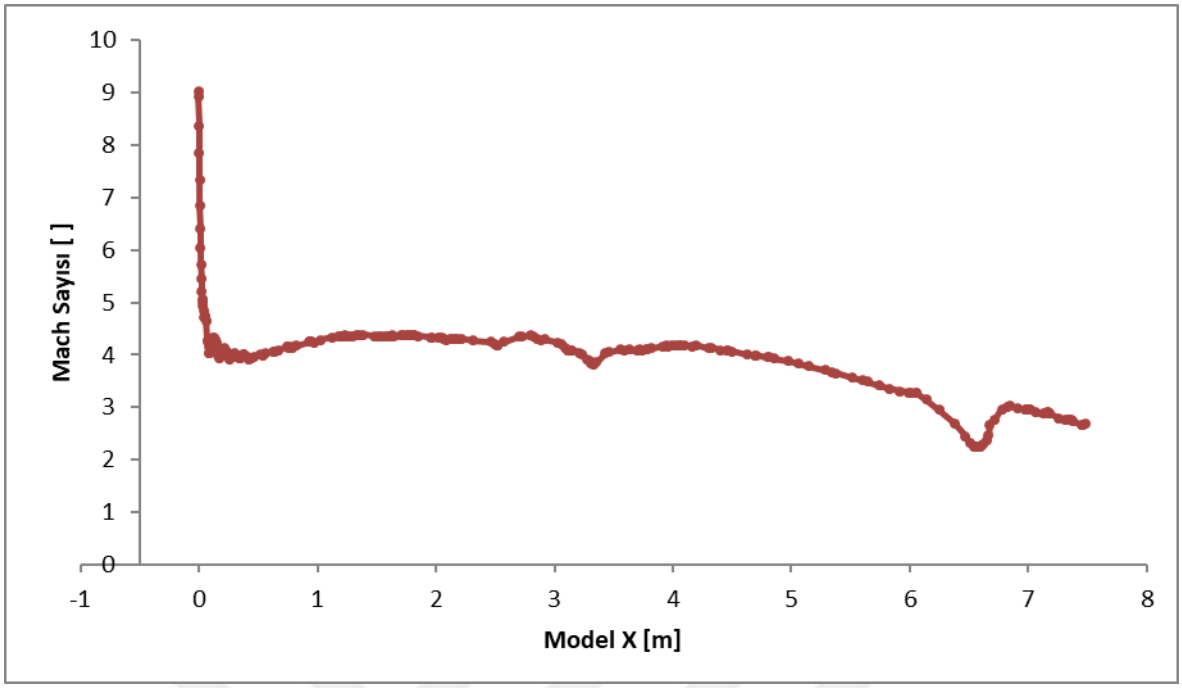


Şekil 4.131. KH47-M2 γ burun açısında Ma:10 hızı için yüzey akışkan yoğunluğu değişimi grafiği

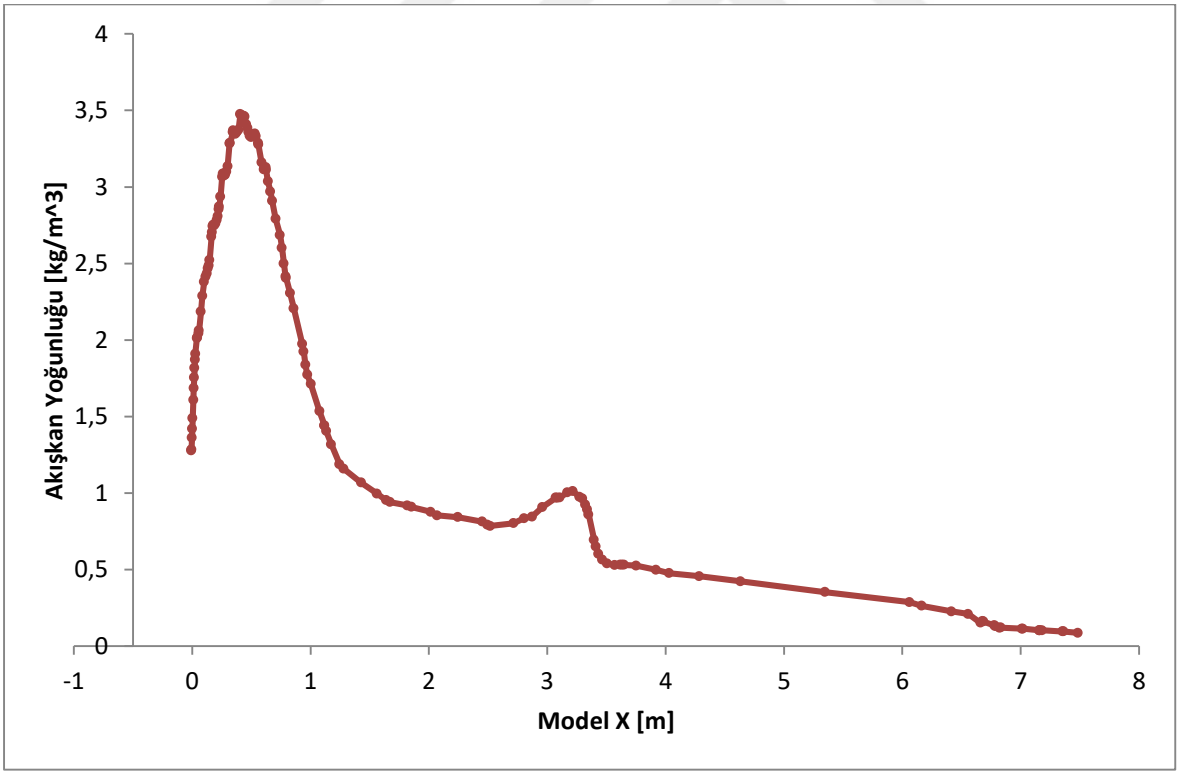
Yapılan bu analizde cidar kenarından 25mm mesafe baz alınarak dinamik basınç, Mach sayısı, akışkan yoğunluğu grafikleri oluşturulmuştur ve Şekil 4.132, Şekil 4.133 ve Şekil 4.134' de gösterilmiştir.



Şekil 4.132. KH47-M2 γ burun açısında Ma:10 hızı için dinamik basınç değişimi grafiği



Şekil 4.133. KH47-M2 γ burun açısında Ma:10 hızı için Mach sayısı değişimi grafiği



Şekil 4.134. KH47-M2 γ burun açısında Ma:10 hızı için akışkan yoğunluğu değişimi grafiği

4.5. Karşılaştırmalı HAD Analizi Sonuçları

Bu bölümde Bölüm 4.4' te detaylı olarak açıklanan HAD analizi sonuçları karşılaştırılmalı olarak ele alınmıştır. Elde edilen veriler grafikler halinde sunulmuştur. Aynı hızlarda faklı burun açılarının akış karakteristiğine etkileri ve farklı hızlarda aynı burun açılarının davranışları açıklanmıştır.

Elde edilen sonuçlarda burun açısının değişiminin şok dalgası oluşumuna doğrudan etkisinin olduğu gözlemlenmiştir. Aynı zamanda bu değişimin yüzey sıcaklıklarını da doğrudan etkilediği sonucuna varılmıştır. Benzer şekilde akışkan yoğunluğunun burun açısı değişimlerinden etkilendiği ve bunun da hem şok dalgası hem de yüzey sıcaklıklarına olan etkileri saptanmıştır.

6, 8 ve 10 Mach hızları için üç farklı burun açısının kıyaslamalı HAD analizi sonuçları Bölüm 4.5.1, Bölüm 4.5.2 ve Bölüm 4.5.3' te detaylı olarak açıklanmıştır.

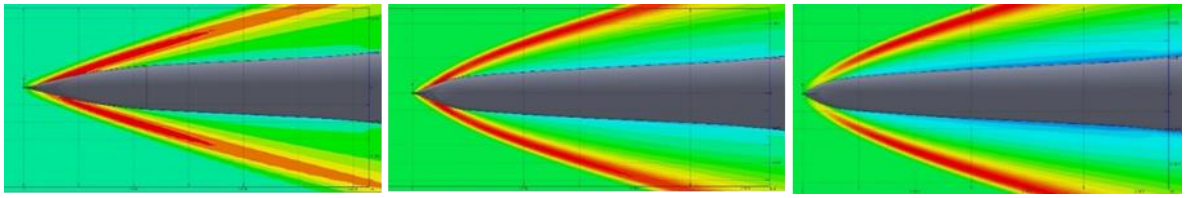
Benzer şekilde her bir burun açısının 6, 8 ve 10 Mach hızları için elde edilen HAD analizi verilerinin kıyaslamalı sonuçları ise Bölüm 4.5.4, Bölüm 4.5.5 ve Bölüm 4.5.6' da detaylı olarak açıklanmıştır.

6, 8 ve 10 Mach hızı için üç farklı burun açısında meydan gelen değişimleri füze merkez çizgisi boyunca ve cidardan 25mm ötelenmiş olarak incelenmiştir.

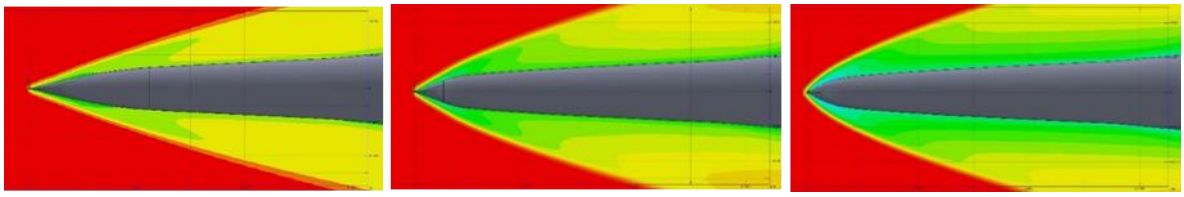
Ayrıca her bir burun açısı için 6, 8 ve 10 Mach hızları için şok dalgası açı değişimleri de incelenmiştir.

4.5.1. 6 Mach hızı için üç farklı burun açısında elde edilen HAD analizi sonuçlarının kıyaslanması

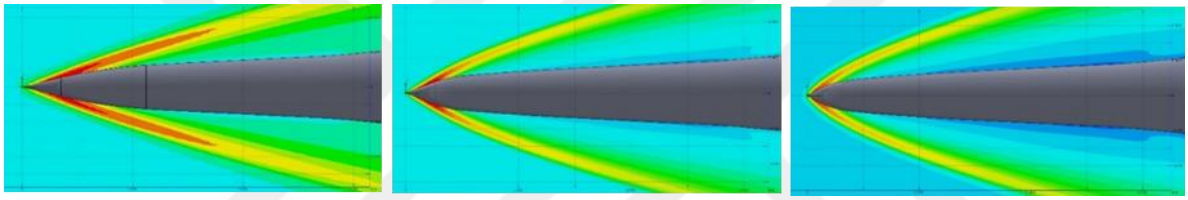
6 Mach hızı için üç farklı burun açısında sırasıyla dinamik basınç, Mach sayısı ve akışkan yoğunluğu konturları gösterilmiştir. Burun açısı azaldıkça eğik şok dalgası daha keskin bir açıyla oluşur. Durma noktası daralır ve akış daha az durur, bu da ısıl yükün daha küçük bir alana toplanmasına neden olur.



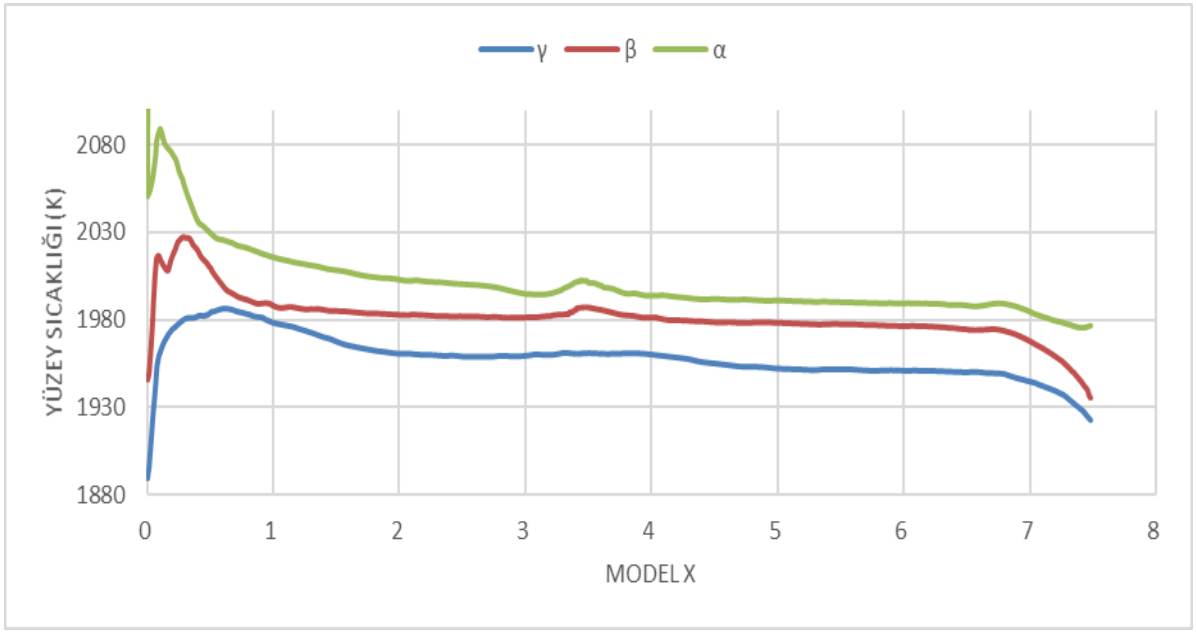
Şekil 4.135. Ma:6 hızı için dinamik basınç konturları (soldan sağa γ-β-α)



Şekil 4.136. Ma:6 hızı için mach sayısı konturları (soldan sağa γ-β-α)



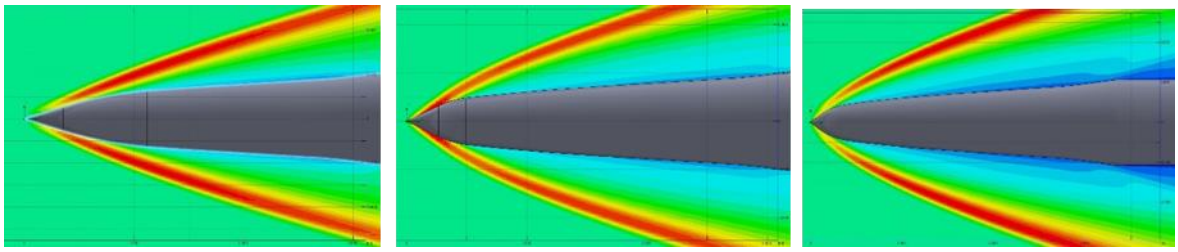
Şekil 4.137. Ma:6 hızı için akışkan yoğunluk konturları (soldan sağa γ-β-α)



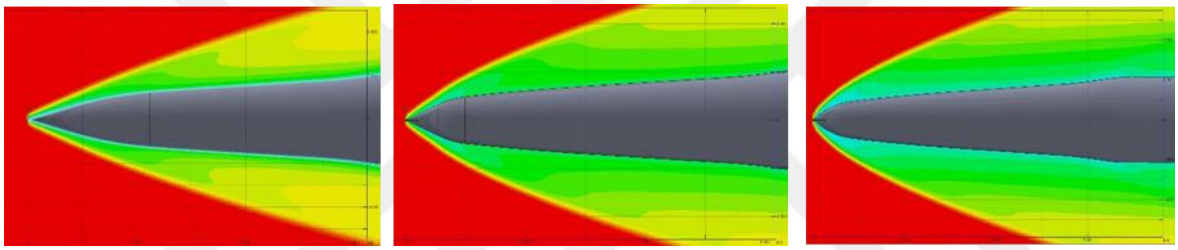
Şekil 4.138. Ma:6 hızı için yüzey sıcaklık değişimi grafiği

4.5.2. 8 Mach hızı için üç farklı burun açısında elde edilen HAD analizi sonuçlarının kıyaslanması

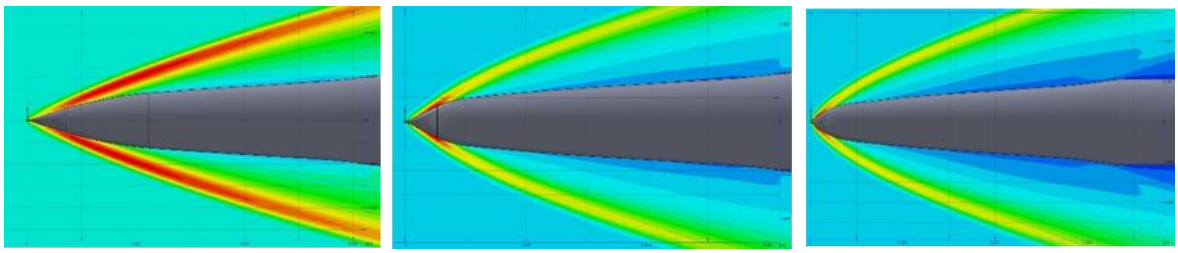
8 Mach hızı için üç farklı burun açısında sırasıyla dinamik basınç, Mach sayısı ve akışkan yoğunluğu konturları gösterilmiştir.



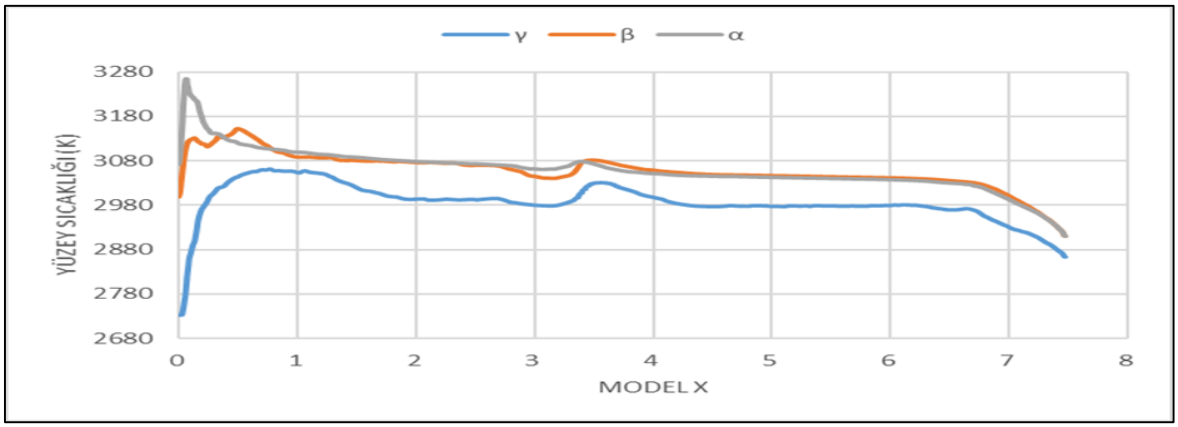
Şekil 4.139. Ma:8 hızı için dinamik basınç konturları (soldan sağa soldan sağa γ-β-α)



Şekil 4.140. Ma:8 hızı için Mach sayısı konturları (soldan sağa soldan sağa γ-β-α)



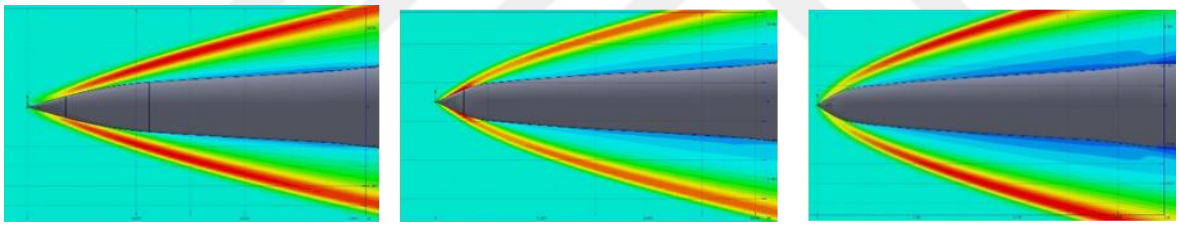
Şekil 4.141. Ma:8 hızı için akışkan yoğunluğu konturları (soldan sağa γ-β-α)



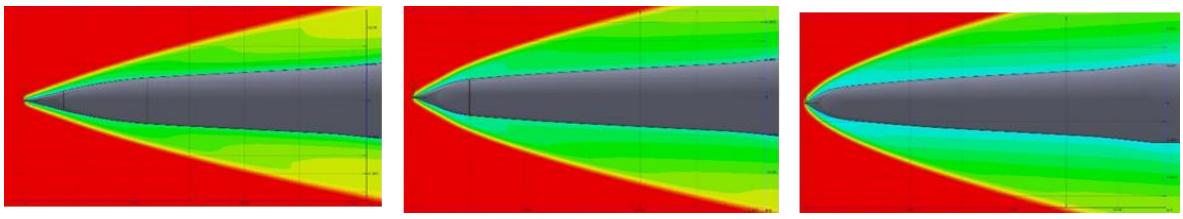
Şekil 4.142. Ma:8 hızı için yüzey sıcaklıkları değişimi grafiği

4.5.3. 10 Mach hızı için üç farklı burun açısında elde edilen HAD analizi sonuçlarının kıyaslanması

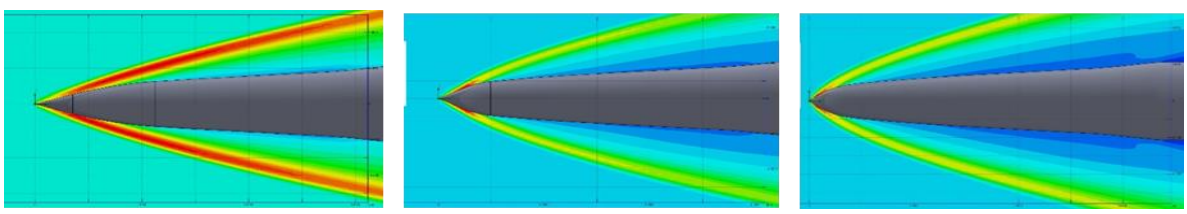
10 Mach hızı için üç farklı burun açısında sırasıyla dinamik basınç, Mach sayısı ve akışkan yoğunluğu konturları gösterilmiştir.



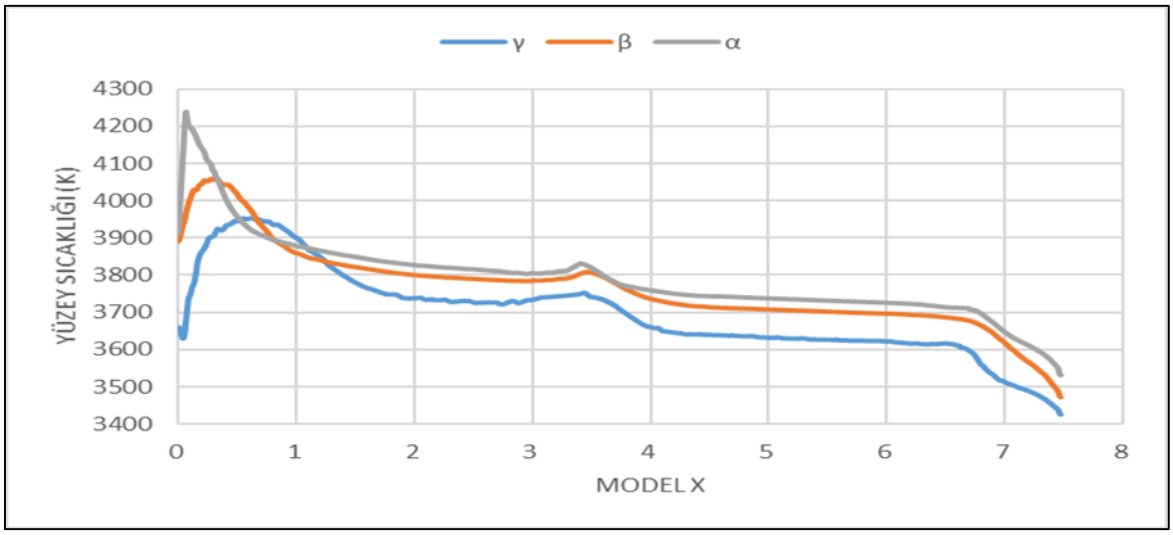
Şekil 4.143. Ma:10 hızı için dinamik basınç konturları (soldan sağa γ-β-α)



Şekil 4.144. Ma:10 hızı için Mach sayısı konturları (soldan sağa γ-β-α)



Şekil 4.145. Ma:10 hızı için akışkan yoğunluğu konturları (soldan sağa γ-β-α)



Şekil 4.146. Ma:10 hızı için yüzey sıcaklıkları değişimi grafiği

6, 8 ve 10 Mach hızları için üç farklı burun açısında sonuçlar karşılaştırıldığında ve dinamik basınç konturları incelendiğinde elde edilen sonuçların literatür ile paralellik gösterdiği anlaşılmıştır. Oluşan şok dalgası gayet net bir biçimde görünmektedir. Şok dalgası oluşumunun fiziği ele alındığında sonuçların uygunluğu tespit edilmiştir.

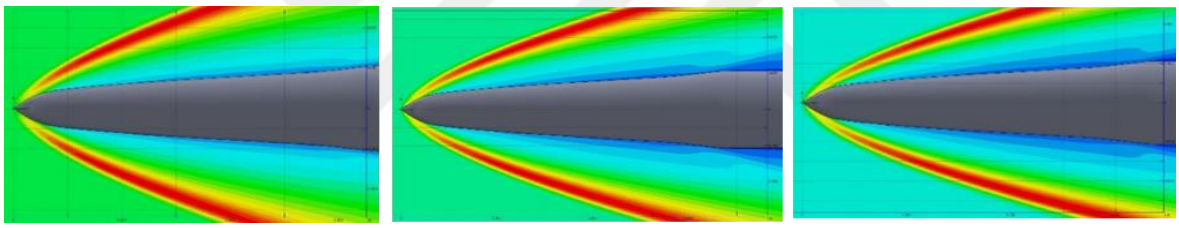
Detayı alınan konturlarda oluşan şok dalgası ve katmaları daha net olarak görülmektedir. Oluşan dalgası boyunca artan dinamik basınç ve şok gerisinde meydana gelen dinamik basınç düşüşü çözümün fiziksel gerçekliklerle uyuştuğunu göstermektedir.

Üç burun açısı için dinamik basınç konturlarından anlaşılacağı üzere burun açısı değişiminin bariz farkları görünmektedir. 38,39 burun açısında burun civarında oluşan basınç değerleri 25,76 ve 17,03 burun açılarında oluşan basınç değerlerinden daha düşüktür. Dolayısıyla burun açısının artırılması burun sıfır noktası yakın bölgelerde daha düşük dinamik basınç değerlerinin elde edilmesine yol açmaktadır. Ayrıca burun açısının daraltılması katı yüzeyinde daha geniş alanlarda yüksek hızların oluştuğunu göstermiştir.

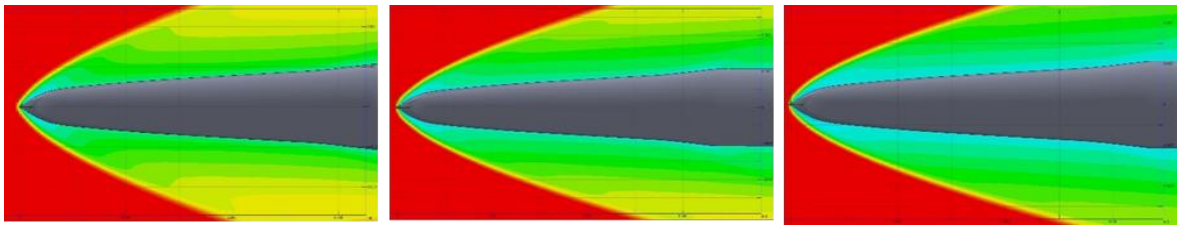
Benzer şekilde Mach sayısı konturları incelendiğinde elde edilen sonuçlar hipersonik akışlarda meydana gelen fiziksel gerçekliklerle uyumluluk göstermektedir. Bununla birlikte burun açısının daraltılması Mach sayısı konturları karşılaştırıldığında cidar etrafında oluşan Mach sayısı seviyelerini artırdığı sonucuna varılmıştır.

Hipersonik akışlarda dikkat edilmesi gereken bir diğer önemli parametre ise akışkanda meydana gelen yoğunluk değişimleridir. Elde edilen sonuçlar ışığında konturlar incelendiğinde oluşan yoğunluk katmanlarının fiziksel gerçekliklerle örtüştüğü tespit edilmiştir. Akışkan yoğunluğu konturları incelendiğinde burun açısının daraltılması burun etrafında ve burun sıfır noktasından derinlere doru ani yoğunluk artışına sebep olduğu görülmüştür. Burun açısı arttıkça cidar etrafında oluşan yoğunluk düzeyleri azalmaktadır.
Hipersonik akışlarda bir diğer önemli parametre ise yüzey sıcaklıklarıdır. Elde edilen sonuçlarda burun bölgesinde yüzey sıcaklıklarının fiziksel gerçekliklerle uyumlu olduğu saptanmıştır. Şekil 4.138, Şekil 4.142 ve Şekil 4.146' da gösterilen grafiklerde 6, 8 ve 10 Mach hızları için yüzey sıcaklık değişimleri üzerinden değerlendirme yapılacak olursa burun açısının artırılmasının burun bölgesinde oluşan sıcaklığı artırdığı saptanmıştır.

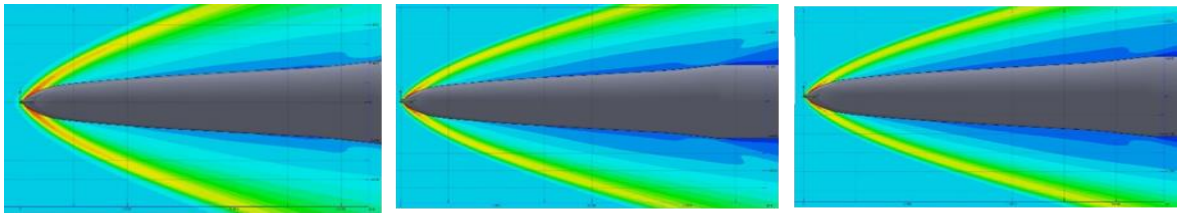
4.5.4. KH47-M2 α burun açısı için 6, 8 ve 10 Mach hızı için elde edilen HAD analizi sonuçlarının kıyaslanması



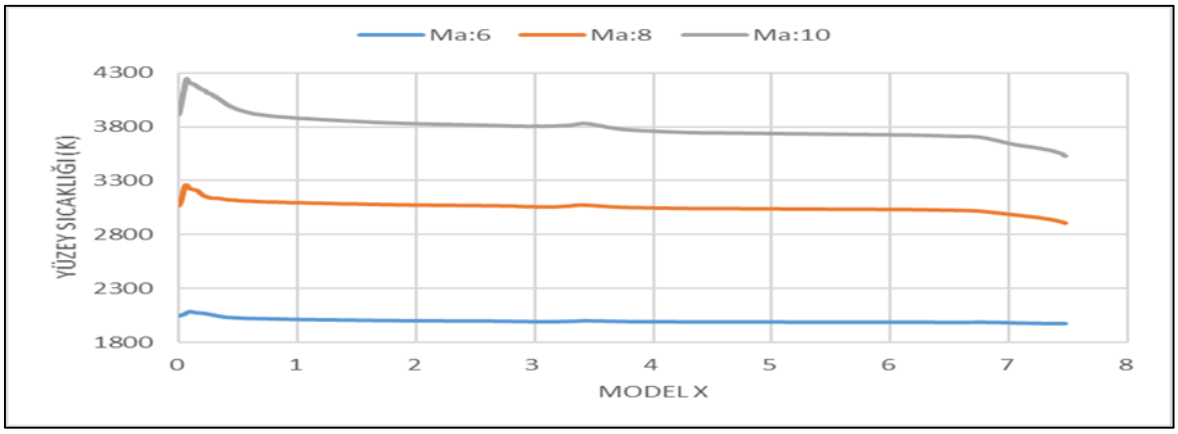
Şekil 4.147. KH47-M2 α burun açısında Ma:6(sol), Ma:8(orta) ve Ma:10(sağ) için dinamik basınç konturları



Şekil 4.148. KH47-M2 α burun açısında Ma:6(sol), Ma:8(orta) ve Ma:10(sağ) için mach

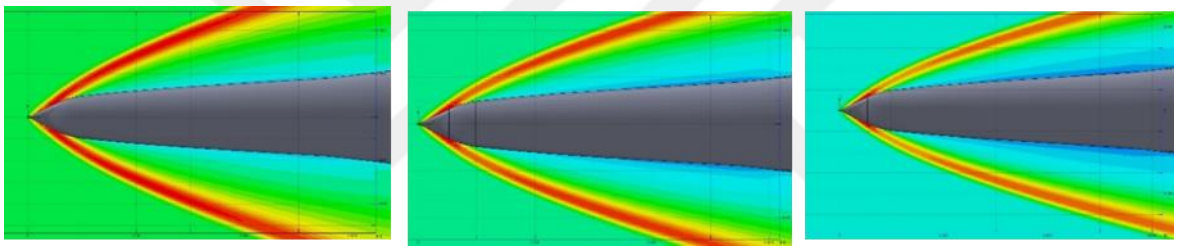


Şekil 4.149. KH47-M2 α burun açısında Ma:6(sol), Ma:8(orta) ve Ma:10(sağ) için akışkan yoğunluğu konturları

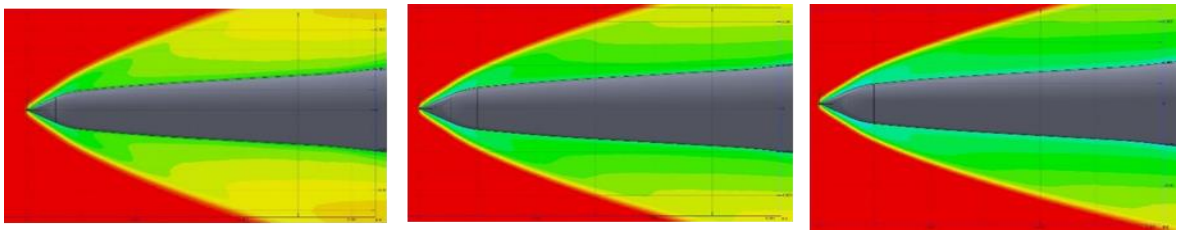


Şekil 4.150. KH47-M2 α burun açısında Ma:6(sol), Ma:8(orta) ve Ma:10(sağ) için yüzey sıcaklık değişimi grafiği

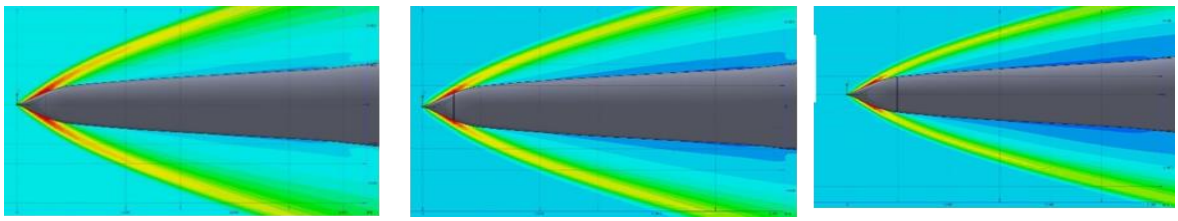
4.5.5. KH47-M2 β:25,76° burun açısı için 6, 8 ve 10 Mach hızı için elde edilen HAD analizi sonuçlarının kıyaslanması



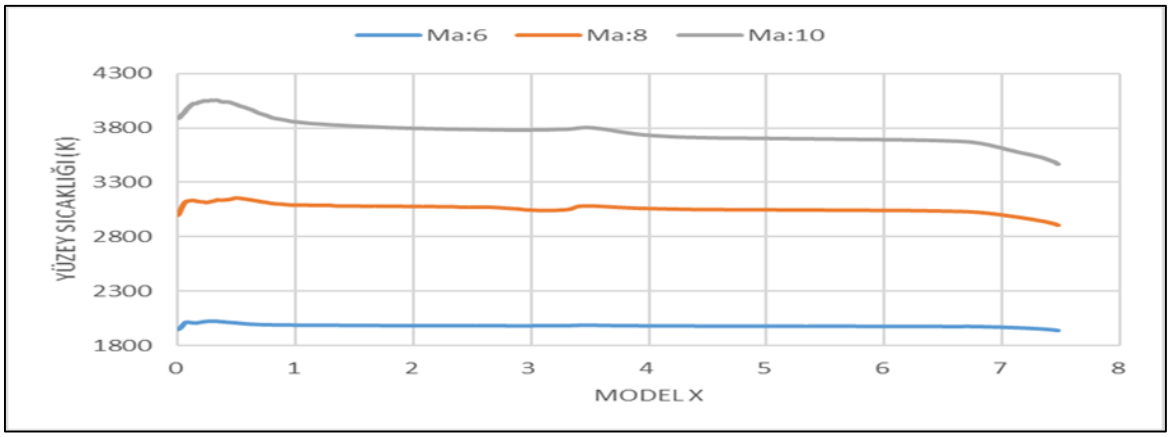
Şekil 4.151. KH47-M2 β burun açısında burun açısında Ma:6(sol), Ma:8(orta) ve Ma:10(sağ) için dinamik basınç konturları



Şekil 4.152. KH47-M2 β burun açısında burun açısında Ma:6(sol), Ma:8(orta) ve Ma:10(sağ) için mach sayısı konturları

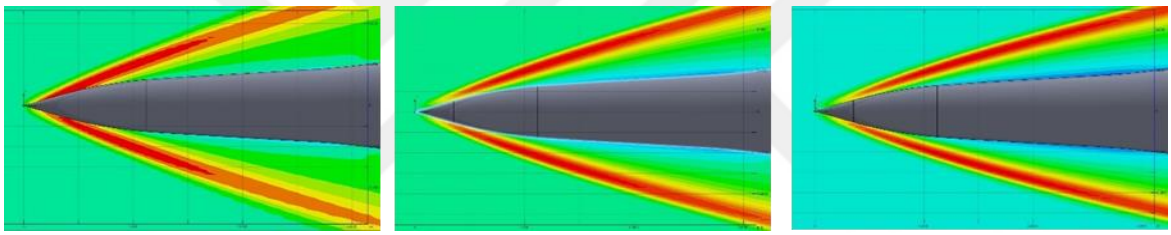


Şekil 4.153. KH47-M2 β burun açısında burun açısında Ma:6(sol), Ma:8(orta) ve Ma:10(sağ) için akışkan yoğunluğu konturları

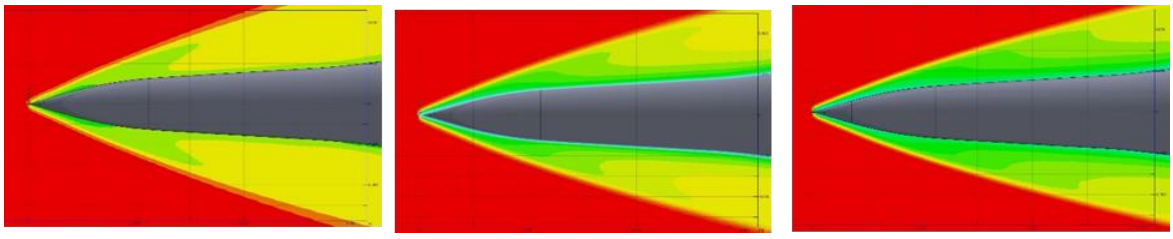


Şekil 4.154. KH47-M2 β burun açısında burun açısında Ma:6, Ma:8 ve Ma:10 için yüzey sıcaklık değişimi grafiği

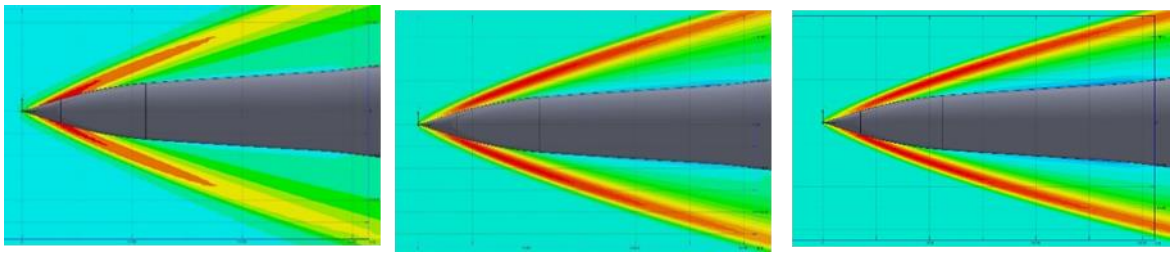
4.5.6. KH47-M2 γ:17,03° burun açısı için 6, 8 ve 10 Mach hızı için elde edilen HAD analizi sonuçlarının kıyaslanması



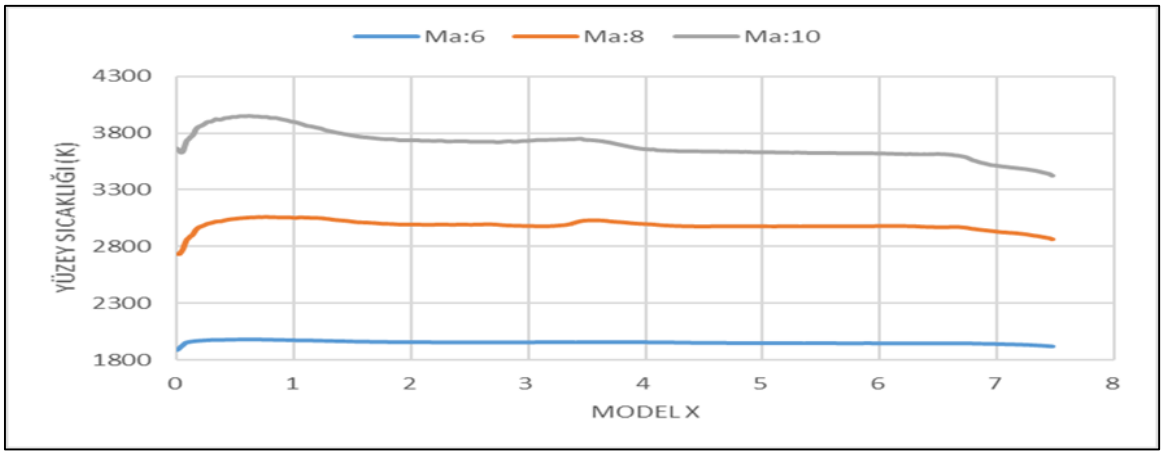
Şekil 4.155. KH47-M2 γ burun açısında burun açısında Ma: 6(sol),Ma: 8(orta) ve Ma:10(sağ) için dinamik basınç konturları



Şekil 4.156. KH47-M2 γ burun açısında burun açısında Ma: 6(sol),Ma: 8(orta) ve Ma:10(sağ) için mach sayısı konturları



Şekil 4.157. KH47-M2 γ burun açısında burun açısında Ma: 6(sol),Ma: 8(orta) ve Ma:10(sağ) için akışkan yoğunluğu konturları



Şekil 4.158. KH47-M2 γ burun açısında burun açısında Ma: 6(sol),Ma: 8(orta) ve Ma:10(sağ) için yüzey sıcaklık değişimi grafiği

Her bir burun açısında 6, 8 ve 10 Mach hızları için sonuçlar karşılaştırıldığında ve dinamik basınç konturları incelendiğinde elde edilen sonuçların literatür ile paralellik gösterdiği anlaşılmıştır. Oluşan şok dalgası gayet net bir biçimde görünmektedir. Şok dalgası oluşumunun fiziği ele alındığında sonuçların uygunluğu tespit edilmiştir.

Detayı alınan konturlarda oluşan şok dalgası ve katmaları daha net olarak görülmektedir. Oluşan dalgası boyunca artan dinamik basınç ve şok gerisinde meydana gelen dinamik basınç düşüşü çözümün fiziksel gerçekliklerle uyuştuğunu göstermektedir.

Her bir burun açısı için dinamik basınç, Mach sayısı ve akışkan yoğunluğu konturlarından anlaşılacağı üzere akış hızının değişiminin bariz farkları görünmektedir. Akış hızının artmasının şok dalgasına olan etkileri açıkça görülmektedir. Akış hızının artması şok dalgası boyunca dinamik basıncın artmasına ve yüksek basınç değerlerinin çok daha uzun mesafelere kadar uzanmasına sebep olduğu görülmüştür.

Benzer şekilde Mach sayısı konturları incelendiğinde elde edilen sonuçlar hipersonik akışlarda meydana gelen fiziksel gerçekliklerle uyumluluk göstermektedir. Bununla birlikte akış hızının artnası Mach sayısı konturları karşılaştırıldığında cidar etrafında oluşan Mach sayısı seviyelerini artırdığı sonucuna varılmıştır.

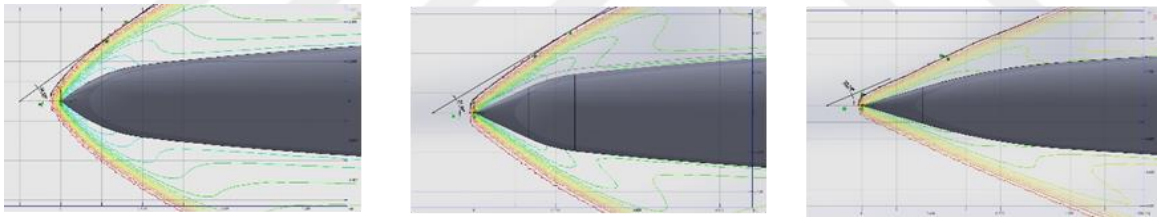
Hipersonik akışlarda dikkat edilmesi gereken bir diğer önemli parametre ise akışkanda meydana gelen yoğunluk değişimleridir. Elde edilen sonuçlar ışığında konturlar incelendiğinde oluşan yoğunluk katmanlarının fiziksel gerçekliklerle örtüştüğü tespit

edilmiştir. Akışkan yoğunluğu konturları incelendiğinde akış hızının artması burun etrafında ve burun sıfır noktasından derinlere doru ani yoğunluk artışına sebep olduğu görülmüştür. Akış hızı arttıkça cidar etrafında oluşan yoğunluk düzeyleri azalmaktadır.

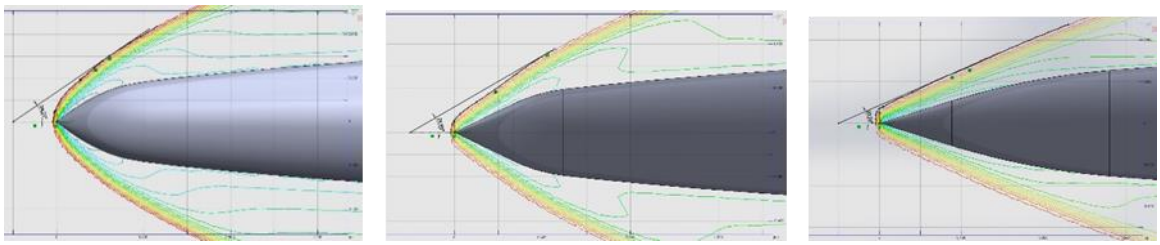
Hipersonik akışlarda bir diğer önemli parametre ise yüzey sıcaklıklarıdır. Elde edilen sonuçlarda burun bölgesinde yüzey sıcaklıklarının fiziksel gerçekliklerle uyumlu olduğu saptanmıştır. Şekil 4.150, Şekil 4.154 ve Şekil 4.158' da gösterilen grafiklerde 6, 8 ve 10 Mach hızları için yüzey sıcaklık değişimleri üzerinden değerlendirme yapılacak olursa akış hızının artması burun bölgesinde oluşan sıcaklığı artırdığı saptanmıştır.

4.5.7. Her bir burun açısı için 6, 8 ve 10 Mach hızı şok dalgası açı değişimleri

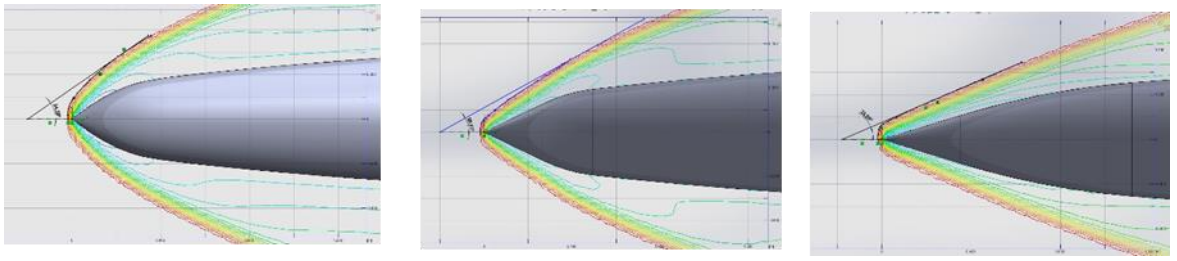
Her bir burun açısı için yapılan bu değerlendirmede sok dalgasına teğet olacak bir biçimde ve başlangıç noktası burun sıfır noktasından 200mm önde olacak şekilde çizilen doğru parçasının akış doğrultusu ile yaptığı açılar ölçülmüştür. Elde edilen sonuçlar Çizelge 4.2' de gösterilmiştir.



Şekil 4.159. α (sol), β (orta) ve γ (sağ) burun açıları için Ma:6 hızında şok dalgası açı değişimleri



Şekil 4.160. α (sol), β (orta) ve γ (sağ) burun açıları için Ma:8 hızında şok dalgası açı değişimleri



Şekil 4.161. α (sol), β (orta) ve γ (sağ) burun açıları için Ma:10 hızında şok dalgası açı değişimleri

Çizelge 4.6. Burun açısı değişiminin farklı hızlarda değişimi

	Ma:6	Ma:8	Ma:10
α burun açısında	36,85	34,21	34,58
β burun açısında	31,66	29,93	28,91
γ burun açısında	23,74	23,25	23,25

- Üç farklı burun açısında 6, 8 ve 10 Mach hızları için oluşan şok dalgası oluşumları incelenmiştir. Şok dalgası sınırına çizilen teğet bir doğru burun sıfır noktasının 200mm öncesinden çizilerek X ekseni ile yaptığı açı ölçülmüştür ve sonuçlar Çizelge 4.6' da gösterilmiştir.
- Tablo incelendiğinde burun açısı azaldıkça şok açısı da azalmaktadır. Bu, şok dalgasının cisimden uzaklaştığını, daha keskin ve yönlenmiş bir akış oluştuğunu gösterir. Her burun açısı için, Mach sayısı arttıkça şok açısında hafif ama tutarlı bir azalma gözlemleniyor. Bu durum hipersonik rejimlerde şok dalgasının daha dar açılarla ilerlediğini doğrulmaktadır. Burun açısının azalması şok dalgası açısının da daralmasına neden olmakta, bu da şokun gövdeden uzaklaşmasını ve aerodinamik verimliliğin artmasını sağlamaktadır. Özellikle 17,03° burun açısında şok açısının Mach 8'den Mach 10'a sabit kaldığı gözlemlenmiş, bu durum sivri burun geometrilerinin yüksek hızlarda şok konumunda kararlılık sağladığını göstermektedir.
- Bu sonuçlara göre aynı hız koşuları altında burun açısının artırılması şok dalgası açısını da artırmaktadır. Buna ilave olarak aynı burun açısında akış hızının artırılması durumunda benzer şekilde şok dalgası için oluşum açıları farklılık göstermekte ve herhangi bir paralellik söz konusu olmamaktadır.

5. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu çalışmada hipersonik akış koşullarında burun açısı değişimlerinin akış karakteristiğine ve burun yüzey sıcaklıklarına etkilerinin HAD analizleri ile incelemesi yapılmıştır. Literatür araştırmaları neticesinde tespit edilen ve NASA tarafından deneysel olarak çalışması yapılan model baz alınarak bu tezde kullanılan HAD çözücüsünün doğrulaması yapılmıştır.

Bu tezde model olarak KH47-M2 hipersonik füzesi seçilmiştir. Bu model üzerinden burun açıları değiştirilerek iki yeni model daha oluşturulmuştur. Oluşturulan bu üç model için Ma:6, Ma:8 ve Ma:10 hızları giriş koşullarında HAD çözümlemeleri yaptırılmıştır. Toplamda dokuz farklı HAD analizi yaptırılmış ve elde edilen sonuçlar birbiri ile kıyaslanarak sunulmuştur.

Elde edilen veriler değerlendirildiğinde burun açısı değişimlerinin hipersonik akış rejiminde akış karakteristiğine olan etkileri gösterilmiş, cidar sıcaklıklarına olan etkileri saptanmıştır. Burun açısının değiştirilmesi ile oluşan şok tabakalarının literatür ile uyumlu olduğu gözlemlenmiştir. Yüzey sıcaklıkları açısından bakıldığında değişen burun açılarında elde edilen sıcaklık gradyanlarının literatüre uyumlu olduğu tespit edilmiştir.

Öte yandan değişil burun açıları ve değişik Mach sayılarında yapılan çözümlemelerde elde edilen dinamik basınç değişimleri, akışkan yoğunluk değişimleri incelenmiş ve sonuçların literatüre uygun olduğu saptanmıştır.

Elde edilen sonuçlar değerlendirildiğinde α:38,39°, β:25,76° ve γ:17,03° burun açılarında Ma:6 hızında sırasıyla 36,85°- 31,66° ve 23,74° eğik şok dalga açıları; Ma:8 hızı için sırasıyla 34,21°- 29,93° ve 23,25° eğik şok dalgası açıları ve Ma:10 hızı için ise sırasıyla 34,58°- 28,91° ve 23,25° eğik şok dalgası açıları elde edilmiştir. Burun açısı azaldıkça şok açısı da azalmaktadır. Bu, şok dalgasının cisimden uzaklaştığını, daha keskin ve yönlenmiş bir akış oluştuğunu gösterir. Her burun açısı için, Mach sayısı arttıkça şok açısında hafif ama tutarlı bir azalma gözlemleniyor. Bu durum hipersonik rejimlerde şok dalgasının daha dar açılarla ilerlediğini doğrulmaktadır. Burun açısının azalması şok dalgası açısının da daralmasına neden olmakta, bu da şokun gövdeden uzaklaşmasını ve aerodinamik verimliliğin artmasını sağlamaktadır. Özellikle γ:17,03° burun açısında şok açısının

Ma:8'den Ma: 10'a sabit kaldığı gözlemlenmiş, bu durum sivri burun geometrilerinin yüksek hızlarda şok konumunda kararlılık sağladığını göstermektedir.

Öte yandan sivri burun geometrilerinde burun çevresinde oluşan yüzey sıcaklıkları incelendiğinde sıcaklıkların daha geniş bir alana etki ettiği sonucuna varılmıştır. Bu durum malzeme dayanımı konusunda önem arz etmektedir. Bu noktada malzeme teknolojilerinin önemi gün yüzüne çıkmaktadır. Hipersonik mertebeler için ileri malzeme teknolojilerine sahip olmak elzemdir. Yüksek sıcaklıklara dayanıklı, sürünme direnci yüksek malzeme üretim kabiliyetine sahip olmak gerekliliği ortaya çıkmıştır. Ülkemiz açısından değerlendirildiğinde bu sahada var olabilmek için malzeme üretim kabiliyetlerimizin geliştirilmesi, bu alana daha fazla AR-GE yatırımlarının yapılması önerilmektedir. İlave olarak gelecek çalışmalarda malzeme alanı özelinde çalışmalar yapılması gerekliliği ortaya konmuştur.

Ayrıca bu tezde kullanılan FloEFD çözücüsü ile hipersonik akışların modellenmesi gerçekleştirilmiştir. Ülkemizde FloEFD çözücüsü ile hipersonik akışların modellenmesi üzerine herhangi bir çalışma olmaması eksikliği bu çalışma ile tamamlanmıştır. FloEFD çözücüsünün hipersonik akışlarda kullanılabileceği bu tez ile birlikte literatüre kazandırılmıştır.

KAYNAKLAR

1. Durna, A. S. (2018). *Hipersonik akışta şok-şok ve şok-sınır tabaka etkileşim mekanizmalarının incelenmesi ve ortaya çıkan yüzey ısı transferi açısından değerlendirilmesi.* Doktora Tezi. İstanbul Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, 182.

2. Özgün, M., (2014). *Analysis of hypersonic flow using three dimensional Navier-Stokes equations.* Yüksek Lisans Tezi, Orta Doğu Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara.

3. Yumuşak, M. (2016). *Hipersonik Akışlarda Çok Disiplinli Analiz ve Tasarım Optimizasyonu.* Yüksek Lisans Tezi, Orta Doğu Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara.

4. Graham, V.C. (2019). Rate Effects in Hypersonic Flows. *Annual Review of Fluid Mechanics,* 51(1), 379-402.

5. Peyvan, A., Shukla, K., Chan, J., Karniadakis, G. (2022). High-Order Methods for Hypersonic Flows with Strong Shocks and Real Chemistry. *Journal of Computational Physics,*490, 112310.

6. Dominique, S. H., Loek Van Heyningen, R. (2023). Discontinuous Galerkin Methods for Hypersonic Flows. *Progress in Aerospace Sciences,* 146,100999.

7. Pratikkumar, R., Eric, P.,, Jean-Pierre, H., Paola, C., Karthik, D. (2024). Recent developments and research needs in turbulence modeling of hypersonic flows. *Physics of Fluids,* 37(3).

8. John, J. B., Russell, M.C. (2006). Crıtıcal Hypersonıc Aerothermodynamıc Phenomena, *Annual Review of Fluid Mechanics,* 38(1),129-157.

9. Natan, H., Amareshwara, S. (2023). Large Eddy Simulation of Transitional and Turbulent Hypersonic Flow, *Journal of Aerospace Information Systems,* 5(3),42-53.

10. Mikhailov, V.V., Neiland, V.Y., Sychev, V.V. (1971). The Theory of Viscous Hypersonic Flow, *Annual Review of Fluid Mechanics,* 3, 371-396.

11. Mohammad, J.A., Mohammad, R.H., Hashem, N., Amin, N. (2019). Analysis of Different Turbulence Models in Simulation of Hypersonic Flow in the Wind Tunnel. *American Journal of Mechanical Engineering,* 7(4), 172-180.

12. Han, T., Zhenxun, G. (2015). Investigation of turbulence models with compressibility corrections for hypersonic boundary flows, *Sage Journals,* 1-10.

13. Uriel. G., Sekaripuram, R. (2012). *Flowfield predictions with a hybrid k-epsilon/k-L turbulence model.* 10th Applied Aerodynamics Conference, 22 June 1992 - 24 June 1992.

14. Aaron, J. E., Hosder, S. (2018). *Uncertainty Analysis of Turbulence Model Closure Coefficients for Shock Wave-Boundary Layer Interaction Simulations*, Conference: 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting

15. Danis, M.E., Durbin, P. (2022). Compressibility Correction to k−ω Models for Hypersonic Turbulent Boundary Layers, *AIAA Journal*, 60(11), 23-37.

16. Yoon K.B., Chung, M.K. (1995). Computation of compression ramp flow with a cross-diffusion modified k-epsilon model. *AIAA Journal*, 33(8), 5-15.

17. Relation, H.L. (1993). *Application of a modified k-[epsilon] turbulence model to gas turbine combustor geometries.* (3rd edition). Virginia: Virginia Tech. 742.

18. Cleary, Joseph W. (April 24 1989). *Experimental and computational flow-field results for an all-body hypersonic aircraft,* National Aero-Space Plane Technology Symposium, United States.

19. Penaranda, F.E., Freda, M.S. (1985). *Aeronautical Facilities Catalogue. Volume 1: Wind Tunnels,* NASA Headquarters Washington, DC United States..

20. John, D., Anderson, Jr. (2006). *Hypersonic and High-Temperature Gas Dynamics* (2nd Edition). Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics. 834.

EKLER

EK-1. FloEFD çözücü algoritması

Enhanced Turbulence Modeling in FloEFD

In addition to turbulence modeling, when simulating flows it is also necessary to simulate fluid boundary layer effects near solid bodies or walls that can be difficult to resolve due to high velocity and temperature gradients across these near-wall layers. To solve the Navier-Stokes equations with a two-equation k-ε turbulence model without resolving the near-wall fluid boundary layer would require a very fine computational mesh, hence a "wall function" approach had been proposed by Launder and Spalding (1972, 1974) to reduce mesh sizes. According to this now classical approach, the fluid wall frictional resistance and heat fluxes from the fluid to the wall are used to calculate the wall boundary conditions for solving the Navier-Stokes equations. Naturally, the main domain flow's physical properties will be those of the boundary layer's external boundary conditions.

In FloEFD Van Driest's (1956) universal profiles are employed to describe turbulent boundary layers and two approaches (called "Two-Scale Wall Functions", 2SWF) have been devised to fit a fluid's boundary layer profile relative to the main flow's properties:

1. When the fluid mass centers of the near-wall mesh cells are located inside the boundary layer, i.e. the physical fluid flow boundary layer is thick,
2. When the fluid mass centers of the near-wall mesh cells are located outside the boundary layer, i.e. the physical fluid flow boundary layer is thin.

These two approaches allow FloEFD to overcome the traditional CFD code restriction of having to employ a very fine mesh density near the walls in the calculation domain and to use immersed boundary Cartesian meshes for all geometries (Kalitzin and Iaccarino, 2002).

Both the aforementioned FloEFD modification to the classical k-ε turbulence model and the FloEFD modifications to the Launder-Spalding wall function approach for specifying the wall boundary conditions for the Navier-Stokes equations Mentor Graphics calls "Enhanced Turbulence Modeling" (ETM). Its structure is shown schematically in Fig.1.

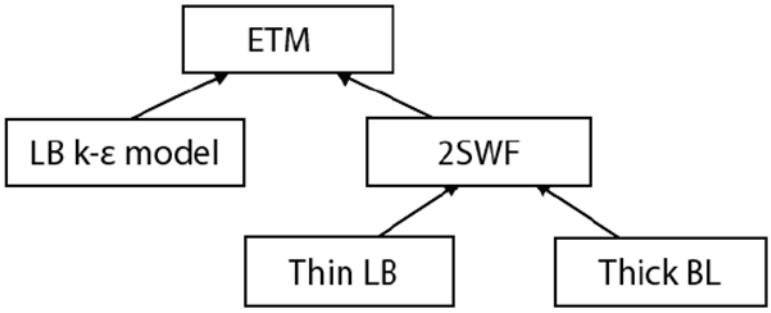


Fig.1. Structure of the ETM approach used in the FloEFD CFD software.

Resim 1.1. FloEFD çözücü algoritması

EK-1. (devam) FloEFD çözücüsü algoritması

Enhanced Turbulence Modeling in FloEFD

2. TWO-SCALE WALL FUNCTIONS

The Two-Sales Wall Functions (2SWF) in FloEFD consist of two approaches to coupling the boundary layer calculation with the main flow properties:

1. The thick-boundary-layer approach when $\delta > \mathbf{A} \cdot y$,
2. The thin-boundary-layer approach when $\delta \leq \mathbf{A} \cdot y$,

...where δ is the boundary layer thickness, y is the distance from the near-wall computational mesh cell's fluid mass center to the wall (Fig.2), and $\mathbf{A} \geq 1$ is a coefficient depending on flow conditions.

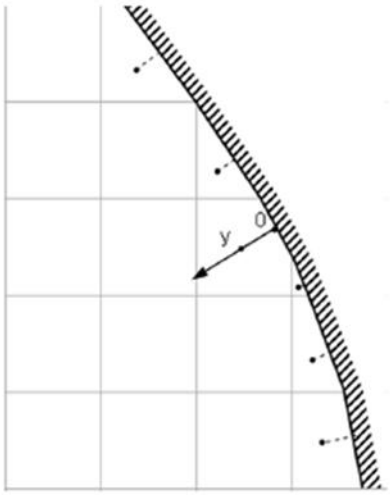


Fig.2. Computational mesh cells near a wall, their fluid mass centers, and the distances from them to the wall (dashed lines)

2.1 THE THICK-BOUNDARY-LAYER APPROACH

When a fluid's boundary layer thickness, $\delta > \mathbf{A} \cdot y$, where y is the distance from the near-wall computational mesh cell's fluid mass center to the wall (Fig.2), and $\mathbf{A} \geq 1$ is a coefficient depending on flow conditions, that is, the near-wall computational mesh cell's fluid mass center is located inside the boundary layer. Instead of y, FloEFD uses the dimensionless value, $y^+ = \frac{\sqrt{\rho \tau_w} y}{\mu}$. Since the computational mesh used in FloEFD is always an immersive boundary non-body-fitted Cartesian mesh, y^+ of some near-wall cells could be very small (Fig.2). Hence, the corresponding dimensionless distance from the turbulent equilibrium region's outer boundary to the wall follows from an analysis of the experimental data presented by Wilcox (1994) and is equal to $y^+_{UP} = 300$. With this approach FloEFD obtains the momentum, heat flux, and turbulent boundary conditions for the Navier-Stokes equations which are described below.

Resim1.2. FloEFD çözücüsü algoritması

EK-2. FloEFD çözücüsünde kullanılan denklemler

Enhanced Turbulence Modeling in FloEFD

2.1.1 THE MOMENTUM BOUNDARY CONDITION

Since $y^+ < y^+_{tP}$, and proceeding from the Van Driest mixing length (1956), the dimensionless longitudinal velocity $u^+ = \frac{u}{\sqrt{\frac{\tau_w}{p}}}$ in the boundary layer depends on the dimensionless y^+ in the following manner:

$$u^+ = \int_0^{y^+} \frac{2 \cdot d\eta}{1 + \sqrt{1 + 4 \cdot \kappa^2 \cdot \eta^2 \cdot \left[1 - \exp\left(-\frac{\eta}{A_v}\right)\right]^2}} \qquad (2.1)$$

where $\kappa = 0.4054$ is the Karman constant, $A_v = 26$ is the Van Driest coefficient.

The wall shear stress being the momentum boundary condition governing the fluid velocity u at the near-wall computational mesh cell's center is determined as:

$$\tau_w = \frac{\mu \cdot u}{y} \cdot K , \qquad (2.2)$$

where $K = K(y^+)$ is a correction coefficient determined from Eq.(2.1) and the function $u^+ = u^+(K(y^+))$.

In FloEFD an equivalent sand wall roughness k_s is taking into account by adding $u^+_{def}(k_s^+)$ function in Eq.(2.1):

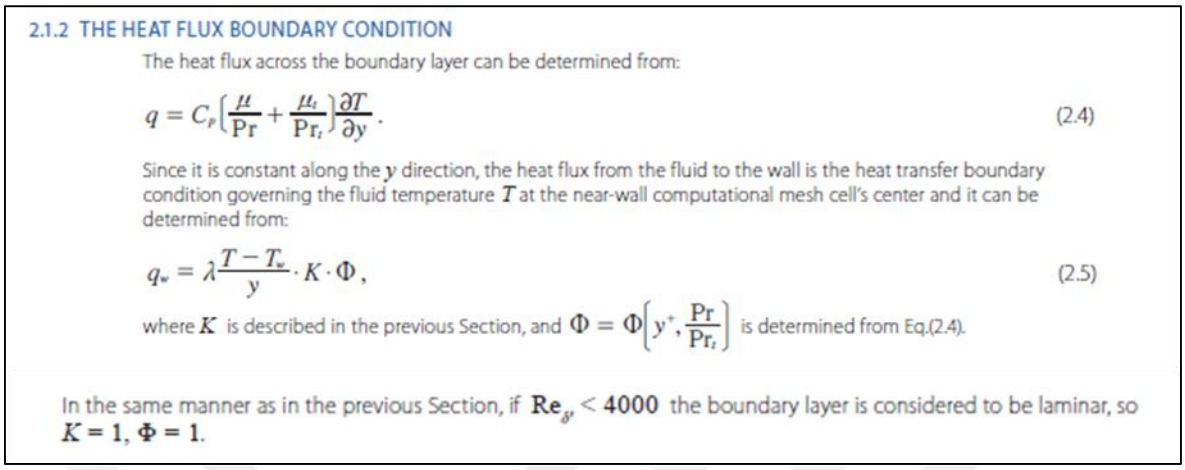
$$u^+ = u^+_{def} + \int_0^{y^+} \frac{2 \cdot d\eta}{1 + \sqrt{1 + 4 \cdot \kappa^2 \cdot \eta^2 \cdot \left[1 - \exp\left(-\frac{\eta}{A_v}\right)\right]^2}} \qquad (2.3)$$

where u^+_{def} is a dimensionless function of the dimensionless roughness height $k_s^+ = \frac{\sqrt{\rho \tau_w}\, k_s}{\mu}$ where k_s is the physical roughness height. The $u^+_{def}(k_s^+)$ function has been determined from the experimental data obtained in flow over a flat plate (Wilcox, 1994) and the boundary condition $u^+_{def}(k_s = 0) = 0$. Correspondingly, $K = K(y^+, k_s^+)$.

If $\mathrm{Re}_\delta = \frac{\rho u^e \delta}{\mu} < 4000$, where u^e is the fluid flow velocity at the boundary layer's fluid boundary, i.e. at the distance of the boundary layer thickness δ from the wall, the boundary layer is considered to be laminar, so $K = 1$.

Resim 2.1. FloEFD momentum denklemleri

EK-2. (devam) FloEFD çözücüsünde kullanılan denklemler



2.1.2 THE HEAT FLUX BOUNDARY CONDITION

The heat flux across the boundary layer can be determined from:

$$q = C_p\left(\frac{\mu}{\mathrm{Pr}} + \frac{\mu_t}{\mathrm{Pr}_t}\right)\frac{\partial T}{\partial y}. \qquad (2.4)$$

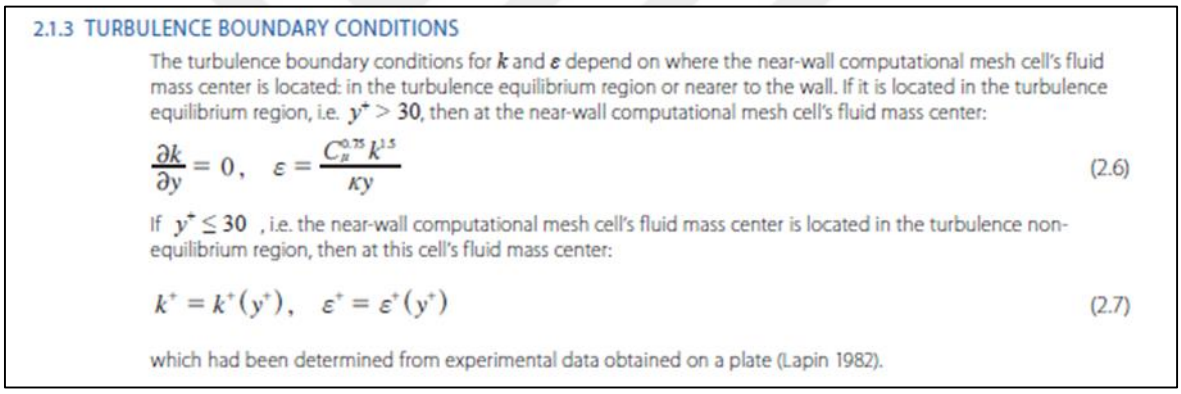
Since it is constant along the y direction, the heat flux from the fluid to the wall is the heat transfer boundary condition governing the fluid temperature T at the near-wall computational mesh cell's center and it can be determined from:

$$q_w = \lambda\frac{T - T_w}{y}\cdot K\cdot\Phi, \qquad (2.5)$$

where K is described in the previous Section, and $\Phi = \Phi\left(y^+, \frac{\mathrm{Pr}}{\mathrm{Pr}_t}\right)$ is determined from Eq.(2.4).

In the same manner as in the previous Section, if $\mathrm{Re}_y < 4000$ the boundary layer is considered to be laminar, so $K = 1$, $\Phi = 1$.

Resim 2.2. FloEFD ısı transferi denklemleri



2.1.3 TURBULENCE BOUNDARY CONDITIONS

The turbulence boundary conditions for k and ε depend on where the near-wall computational mesh cell's fluid mass center is located: in the turbulence equilibrium region or nearer to the wall. If it is located in the turbulence equilibrium region, i.e. $y^+ > 30$, then at the near-wall computational mesh cell's fluid mass center:

$$\frac{\partial k}{\partial y} = 0, \quad \varepsilon = \frac{C_\mu^{0.75}k^{1.5}}{\kappa y} \qquad (2.6)$$

If $y^+ \le 30$, i.e. the near-wall computational mesh cell's fluid mass center is located in the turbulence non-equilibrium region, then at this cell's fluid mass center:

$$k^+ = k^+(y^+), \quad \varepsilon^+ = \varepsilon^+(y^+) \qquad (2.7)$$

which had been determined from experimental data obtained on a plate (Lapin 1982).

Resim 2.3. FloEFD türbülans denklemleri

EK-2. (devam) FloEFD çözücüsünde kullanılan denklemler

2.2 THE THIN-BOUNDARY-LAYER APPROACH

In the thin-boundary-layer approach the Prandtl boundary layer equations already integrated along the normal to the wall (i.e. along the y ordinate) from 0 (at the wall) to the boundary layer thickness δ are solved along a fluid streamline near the wall. If the boundary layer is laminar these equations are solved in FloEFD with a method of successive approximations based on the Shvetz trial functions technology (Ginzburg 1970). If the boundary layer is turbulent or transitional (between laminar and turbulent), FloEFD uses a generalization of this method to such boundary layers employing the Van Driest hypothesis about the mixing length in turbulent boundary layers (1956).

Three-dimensional effects of fluid flow over concave and convex surface walls, i.e. fluid spilling or collecting near such walls, are taken into account inside FloEFD through corresponding corrections for the wall curvature. Flow and boundary layer separations are also determined with a special method in FloEFD taking the near-zero wall shear stress into account. The equivalent sand wall roughness and the external flow's turbulence on the boundary layer are taken into account through semi-empirical coefficients correcting the wall shear stress and the heat flux from the fluid to the wall in FloEFD. Fluid compressibility, turbulence kinetic energy dissipation, and various mass forces are also taken into account through corresponding empirical and semi-empirical models.

From the boundary layer calculation FloEFD obtains the boundary layer thickness δ, the wall shear stress τ_w^t, and the heat flux from the fluid to the wall q_w^t, which are used as boundary conditions for the Navier-Stokes equations, which are described below.

2.2.4 THE MOMENTUM AND HEAT FLUX BOUNDARY CONDITIONS

The momentum and heat flux boundary conditions are written as

$$\tau_w = \tau_w^t, \quad q_w = q_w^t, \tag{2.8}$$

2.2.5 THE TURBULENCE BOUNDARY CONDITIONS

Turbulence boundary conditions for k and ε are determined from the condition of turbulence equilibrium in the near-wall computational mesh cell:

$$\frac{\partial k}{\partial y} = 0, \quad \varepsilon = \frac{C_\mu^{0.75} k^{1.5}}{\kappa y}. \tag{2.9}$$

Resim 2.4. FloEFD çözücüsünde kullanılan denklemler



Gazili olmak ayrıcalıktır