

博士論文

ハイブリッドロケット推進薬に係る
保安距離の定量評価に関する研究

Research on the quantitative evaluation of
safety distance for hybrid rocket propellants

指導教員：嶋田 徹教授

東京大学大学院工学系研究科

航空宇宙工学専攻

学生証番号：37-157058

論文提出者：高橋 晶世

2017年12月

概要

宇宙輸送システム長期ビジョン等によって宇宙輸送システムの抜本的な安全性の向上が求められているのを背景に、非爆発性のハイブリッドロケットの採用が安全性向上に有効である可能性を定性的に示した上で、爆風の既往実験データを使ってハイブリッドロケット推進薬の爆発ハザード時の爆心状況を評価するためのモデルパラメータを同定し、さらにそれらを用いて爆風に対する保安距離の定量的な評価法を構築することを目的として研究を実施する。定量的な保安距離の評価とは、具体的には、非爆発性ハイブリッドロケット推進薬に対する(1)整備期間(2)打上げ時の爆風に対する警戒区域の計算方法に相当する保安距離の評価であり、さらには、保安距離を定めるためのTNT換算率の評価である。先行研究 (Wilton, C., “Investigation of the Explosive Potential of the Hybrid Propellant Combinations N_2O_4 /PBAN and CTF/PBAN”, AFRPL-TR-67-124, 1967) や、既存評価基準 (“EXPLOSIVES SAFETY STANDARDS”, Air Force Manual 91-201, 2011) による保安距離の成果が四酸化二窒素や三フッ化塩素の酸化剤とPBAN (polybutadiene-acrylic acid-acrylonitrile) +Al燃料に限られているのに対し、本研究ではハイブリッドロケットで多く用いられている液体酸素とHTPB、ワックス、ポリエチレン等の燃料の場合の評価を行う。先行研究は上記推進薬を用いた実験の実施と実験結果に基づくTNT換算率評価であったが、本研究は、その既往実験データに基づいて数理モデルを構築した上での、新たなる、かつ既往の知見に矛盾しない評価である。

保安距離の評価を行うには、推進薬の燃焼が周囲大気に及ぼす圧力変動を、燃焼地点からの距離の関数として評価する必要がある。インシデント発生から推進薬の燃焼・圧力伝播に至る一連の物理現象を表す事故シナリオを複数設定して、シナリオに沿った数理モデルを構築する。シナリオには平面壁衝突・孔施工壁衝突・燃料近傍爆破・酸化剤近傍爆破があり、それらに共通する物理現象として推進系へのエネルギー印加、推進薬を保持するタンク類の破壊と酸化剤の漏洩・燃料の破碎、酸化剤と燃料粉塵の混合・混合気の着火・燃焼ガスの生成、燃焼ガスによる周囲の空気内の圧縮波の伝播を抽出する。この現象に沿って印加エネルギー、燃料破碎、可燃性粉塵雰囲気形成、燃焼現象、大気中への圧力伝播、実在気体効果、TNT換算率、保安距離についてモデリングする。燃料破碎モデリングでは粉塵の大きさを $500\mu\text{m}$ 以下とする。圧力伝播、実在気体効果のモデリングでは流体解析を実施する。流体解析によって、燃焼地点からの複数の地点におけるピーク過圧と過圧インパルスを求める。それらの値と、Wilton のピーク過圧・過圧インパルスデータとの相対誤差から求める二乗平均和が、ある指定範囲に収まるようなモデルパラメータを各シナリオについて定める。パラメータは印加エネルギーの分配にあたってのエネルギー効率を表すもので、推進薬の種類に拠らない。自作した流体解析のプログラムの健全性および論理エラーの有無は、衝撃波解析の理論値との合致、実在気体効果の NIST データとの合致によって確認する。そして、Sachs' scaling law に従って、ピーク過圧から TNT 換算率を

求める。流体解析結果から得られたピーク過圧値を許容過圧値と比較することで保安距離の設定が既に可能であるが、本研究では先行研究結果との比較のため TNT 換算率を求める。TNT 換算率からも保安距離を求めることができる。数理モデルの有効性は、パラメータ設定に用いた試験結果とは酸化剤や衝突速度が異なるケースの試験結果との比較により確認する。このようにして、プログラムが健全であり、かつ既往研究の成果と矛盾せず有効である数理モデルを構築した。その数理モデルを用いたハイブリッド推進薬の保安距離の評価の方法と手順を構築した。

この方法と手順に則り、非爆発性ハイブリッドロケット推進薬（LO₂/HTPB、LO₂/ワックス、LO₂/ポリエチレン）の TNT 換算率をシナリオ毎に算出した。Wilton の試験コンフィギュレーションに合わせた計算では、LO₂/HTPB、LO₂/ポリエチレンは衝突シナリオで 0.001~0.002（TNT 換算率の単位[-]、以下同）爆破シナリオで 0.012~0.015 と、いずれも AFMAN の値より小さくなった（AFMAN は高速衝突シナリオで 0.05、爆破シナリオで 0.15 という数字を示している）。一方 LO₂/ワックス（FT-0070）の値は平面壁衝突で 0.003、孔施工壁衝突で 0.043、燃料近傍爆破で 0.628、酸化剤近傍爆破で 0.581 と、爆破シナリオで AFMAN の値を上回る結果が得られた。FT-0070 は引張強度が低く破断歪の小さい、脆い材料である。このような材料では粉塵が形成されやすく、燃焼質量が増加することで TNT 換算率が高まる。つまり材料の脆さが結果的に高 TNT 換算率に結びつくことがわかった。次の式に推進薬質量 w_p 、TNT 換算率 T_e を代入すると、保安距離 R を計算できる。

$$R = 62.5 \times (T_e \times w_p)^{1/3} [m]$$

また数理モデルを過去の非爆発性ハイブリッドロケットの打上げ事例や燃焼試験事例に適用して必要な保安距離を算出し、過去の運用上の問題の有無を指摘した。例えば FT-0070 等の脆い材料で、着火方法に火薬類を用いると、推進薬質量の小さいラボスケールの試験でも保安距離が比較的大きくなる。推進薬質量が 100g に満たない事例でも、燃料爆破シナリオでは保安距離がワックス（FT-0070）では 20m 以上になり、ロケットエンジンを中心に直径 40m 以上の保安距離が必要になってくる。このように脆い材料のハイブリッドでは保安距離に注意が必要であることがわかった。

目次

第 1 章 序論	1
1.1 研究背景	2
1.1.1 宇宙輸送システムの安全と長期ビジョンによる要請	
1.1.2 宇宙輸送と航空輸送の安全対策およびリスクの比較	
1.1.3 ロケット推進系の爆発・破裂ハザードに対する現在の安全対策	
1.2 先行研究	12
1.2.1 ロケット推進系の安全化に関する先行研究	
1.2.2 ハイブリッドロケットの安全評価に関する先行研究・既存基準	
1.3 我が国の爆風に対する保安距離式	19
1.4 研究目的と研究方法	22
1.5 本論文の構成	23
第 2 章 数理モデルの構築	24
2.1 基本的考え方	25
2.2 ハイブリッドロケットが爆発ハザードに至るシナリオ	27
2.2.1 衝突試験のシナリオ	
2.2.2 爆薬試験のシナリオ	
2.2.3 共通する物理現象とシナリオ	
2.3 印加エネルギーのモデリング	28
2.3.1 火薬・爆薬による印加エネルギー	
2.3.2 高速衝突による印加エネルギー	
2.4 燃料破碎のモデリング	29
2.5 可燃性粉塵雰囲気形成のモデリング	33
2.6 燃焼現象の形成のモデリング	34
2.7 大気中への圧力伝播のモデリング	37
2.8 実在気体効果	41
2.9 流体解析プログラムの健全性	42
2.10 TNT 換算率と爆風保安距離評価式	45
2.11 第 2 章のまとめ	46
第 3 章 フィッティングパラメータの同定	49
3.1 基本的考え方	50
3.2 衝突試験	52
3.2.1 衝突試験#4 結果のフィッティング	
3.2.2 衝突試験#5 結果のフィッティング	
3.3 爆薬試験	70
3.3.1 爆薬試験#243 結果のフィッティング	

3.3.2 爆薬試験#244 結果のフィッティング	
3.4 モデルの有効性確認	75
3.4.1 $\text{ClF}_3/\text{PBAN}+\text{Al}$ 燃料の孔施工壁衝突試験による確認	
3.4.2 $\text{N}_2\text{O}_4/\text{PBAN}+\text{Al}$ 燃料の落下試験による確認	
3.4.3 $\text{N}_2\text{O}_4/\text{PBAN}+\text{Al}$ 燃料の孔施工壁衝突試験#3 による確認	
3.5 第 3 章のまとめ	81
第 4 章 保安距離の評価	83
4.1 基本的考え方	84
4.2 ハイブリッドロケット推進薬のピーク過圧および過圧インパルス	85
4.3 ハイブリッドロケット推進薬の TNT 換算率と保安距離	96
4.4 第 4 章のまとめ	101
第 5 章 打上げ事例等への保安距離評価の適用	103
5.1 適用手順	104
5.2 AMROC SET1	106
5.3 北海道大学 CAMUI	108
5.4 首都大学東京／ハイブリッドロケット研究 WG	111
5.5 第 5 章のまとめ	114
第 6 章 結論	115
6.1 結論	116
6.2 今後の課題	118
補遺 A	120
補遺 B	126
参考文献	148
謝辞	152

表目次

1.1.2.1	ハザードの種類と各ハザードタイプの考え方	6-7
1.1.2.2	ハザード解析対象サブシステム	8
1.1.2.3	ハザード解析結果	9-10
1.1.3	爆発・破裂ハザードに対する安全対策の例	11
1.2.1	ロケット推進薬の爆発・破裂ハザードの有無	14
1.2.2.1	エネルギー流体の TNT 換算率	16
1.2.2.2	ロケット推進薬の TNT 換算率	17
2.4.1	粒度分布 (図 2.4.2) の累積割合	32
3.1	再現を行う先行研究の試験結果データ	51
3.2	HTPB(+Al)燃料の機械物性確認	55
3.2.1.1	フィッティングパラメータの設定	55
3.2.1.2	$\eta 0.001 \sim 0.1$ での流体解析実施結果 E_r	57
3.2.1.3	分割数がピーク過圧と過圧インパルスの算出値に与える影響	59
3.2.1.4	分割数変更 E_r 再計算	59
3.2.1.5	衝突試験#4 の同定パラメータによる算出値と実験値の比較	60
3.2.2	衝突試験#5 の同定パラメータによる算出値と実験値の比較	69
3.3.1	爆薬試験#243 の同定パラメータによる算出値と実験値の比較	72
3.3.2	爆薬試験#244 の同定パラメータによる算出値と実験値の比較	74
3.4.1	ClF ₃ /PBAN+Al 燃料孔施工壁衝突試験の算出値と実験値の比較	77
3.4.2.1	N ₂ O ₄ /PBAN+Al 燃料落下試験のピーク過圧	79
3.4.2.2	N ₂ O ₄ /PBAN+Al 燃料落下試験の TNT 換算率	80
3.4.3	N ₂ O ₄ /PBAN+Al 燃料の孔施工壁衝突試験#3 の算出値と実験値の比較	81
3.5	各シナリオのフィッティングパラメータ	82
4.2.1	平面壁衝突時のピーク過圧および過圧インパルス (LO ₂ /HTPB)	86
4.2.2	平面壁衝突時の LO ₂ /HTPB の搭載質量内訳変更	86
4.2.3	平面壁衝突時のピーク過圧および過圧インパルス (LO ₂ /HTPB、内訳変更)	87
4.2.4	平面壁衝突時のピーク過圧および過圧インパルス (LO ₂ /FT-0070)	88
4.2.5	平面壁衝突時のピーク過圧および過圧インパルス (LO ₂ /ポリエチレン)	88
4.2.6	平面壁衝突時のピーク過圧および過圧インパルス (N ₂ O ₄ /HTPB)	89
4.2.7	平面壁衝突時のピーク過圧および過圧インパルス (N ₂ O/HTPB)	89
4.2.8	孔施工壁衝突時のピーク過圧および過圧インパルス (LO ₂ /HTPB)	91
4.2.9	孔施工壁衝突時のピーク過圧および過圧インパルス (LO ₂ /FT-0070)	92
4.2.10	孔施工壁衝突時のピーク過圧および過圧インパルス (LO ₂ /ポリエチレン)	92
4.2.11	燃料に近い爆薬爆発時のピーク過圧および過圧インパルス (LO ₂ /HTPB)	93
4.2.12	燃料に近い爆薬爆発時のピーク過圧および過圧インパルス (LO ₂ /FT-0070)	94
4.2.13	燃料に近い爆薬爆発時のピーク過圧および過圧インパルス (LO ₂ /ポリエチレン)	95
4.2.14	酸化剤に近い爆薬爆発時のピーク過圧および過圧インパルス (LO ₂ /HTPB)	95
4.2.15	酸化剤に近い爆薬爆発時のピーク過圧および過圧インパルス (LO ₂ /FT-0070)	96
4.2.16	酸化剤に近い爆薬爆発時のピーク過圧および過圧インパルス (LO ₂ /ポリエチレン)	

	96
4.3.1 Wilton 較正試験結果	97
4.3.2 p_{over} に対する Z の変化	98
4.3.3 ハイブリッドロケット推進薬の TNT 換算率[-]	99
4.3.4 ハイブリッドロケット推進薬の保安距離[m]	100
4.3.5 保安距離[m]	101
4.5 ハイブリッドロケット推進薬の TNT 換算率[-]	102
5.1 保安距離評価に必要な情報	106
5.2.1 SET-1 の燃料近傍爆破シナリオにおけるピーク過圧 (LO ₂ /HTPB)	107
5.2.2 SET-1 打上げの保安距離評価	107
5.3.1 CAMUI500-P の平面壁衝突シナリオにおけるピーク過圧 (LO ₂ /ポリエチレン)	108
5.3.2 CAMUI 500-P 打上げの保安距離評価	109
5.3.3 CAMUI4500 の平面壁衝突シナリオにおけるピーク過圧 (LO ₂ /ポリエチレン)	110
5.3.4 CAMUI 4500 打上げの保安距離評価	110
5.4.1 首都大燃焼試験の燃料近傍爆破シナリオにおけるピーク過圧 (LO ₂ /FT-0070)	111
5.4.2 首都大燃焼試験の保安距離評価	112
5.4.3 HRrWG 概念検討機の平面壁衝突シナリオにおけるピーク過圧 (LO ₂ /FT-0070)	113
5.4.4 HRrWG 概念検討機の保安距離評価	113
A.1.1 供試体質量	119
A.1.2 供試体靱性 K'_c	119
A.2.1 爆薬量	120
A.2.2 雷管および P4 爆薬の解放エネルギー W	120
A.3 燃料破碎試験条件 No.	121
A.4 燃料破碎試験結果	122-123
A.5 粉塵質量	124

目次

1.1.1 世界の年代別衛星打上げ失敗率	2
1.2.2.1 LO ₂ /LH ₂ および固体推進薬の保安距離	17
1.2.2.2 LO ₂ /LH ₂ の TNT 換算率変化	17
1.3.2 飛散物および放射熱の数理検討ツリー	20
1.3.2 Hopkinson scaling law	20
2.1 爆風に対する保安距離評価のための数理モデル	26
2.4.1 破砕試験の様子	29
2.4.2 破砕試験結果の一例	31
2.4.3 粒度分布 (図 2.4.2) の対数正規分布	32
2.4.4 燃料破砕モデル	33
2.7 層流～遷移～乱流域のReに対する表面摩擦係数C _f の変化	39
2.9.1 衝撃波解析 (t=0.14154sec)	42
2.9.2 超臨界エンタルピーの算出値と NIST データの比較	43
2.9.3 超臨界粘性係数の算出値と NIST データの比較	43
2.9.4 超臨界エンタルピーの算出値と NIST データの比較 (混合気)	44
2.9.5 超臨界粘性係数の算出値と NIST データの比較 (混合気)	45
3.2 衝突試験の解析空間イメージ	52
3.2.1.1 誤差関数E _r の値 ($\eta_v = 0.05$)	58
3.2.1.2 誤差関数E _r の値 ($\eta_v = 0.01$)	58
3.2.1.3 衝突試験#4 のピーク過圧の実験値と算出値の比較	61
3.2.1.4 衝突試験#4 の過圧インパルスの実験値と算出値の比較	61
3.2.1.5 衝突試験#4 の密度分布 (計算開始から 0.06sec)	62
3.2.1.6 衝突試験#4 の密度分布 (計算開始から 0.0005sec)	63
3.2.1.7 衝突試験#4 の密度分布 (計算開始から 0.0005sec・縦軸変更)	63
3.2.1.8 衝突試験#4 の圧力分布 (計算開始から 0.06sec)	64
3.2.1.9 衝突試験#4 の圧力分布 (計算開始から 0.0005sec)	64
3.2.1.10 衝突試験#4 の圧力分布 (計算開始から 0.0005sec・縦軸変更)	65
3.2.1.11 衝突試験#4 の温度分布 (計算開始から 0.06sec)	65
3.2.1.12 衝突試験#4 の温度分布 (計算開始から 0.0005sec)	66
3.2.1.13 衝突試験#4 の速度分布 (計算開始から 0.06sec)	66
3.2.1.14 衝突試験#4 の速度分布 (計算開始から 0.0005sec)	67
3.2.1.15 衝突試験#4 の爆心ガス質量分率分布 (計算開始から 0.06sec)	67
3.2.1.16 衝突試験#4 の爆心ガス質量分率分布 (計算開始から 0.0005sec)	68
3.2.2.1 衝突試験#5 のピーク過圧の実験値と算出値の比較	69
3.2.2.2 衝突試験#5 の過圧インパルスの実験値と算出値の比較	70
3.3 爆薬試験の解析空間イメージ	70
3.3.1.1 爆薬試験#243 のピーク過圧の実験値と算出値の比較	73
3.3.1.2 爆薬試験#243 の過圧インパルスの実験値と算出値の比較	73
3.3.2.1 爆薬試験#244 のピーク過圧の実験値と算出値の比較	75
3.3.2.2 爆薬試験#244 の過圧インパルスの実験値と算出値の比較	75

3.4.1.1 ClF ₃ /PBAN+Al 燃料孔施工壁衝突試験のピーク過圧の実験値と算出値の比較	77
3.4.1.2 ClF ₃ /PBAN+Al 燃料孔施工壁衝突試験の過圧インパルスの実験値と算出値の比較	78
3.4.1.3 PBAN+Al 燃料との組合せによる性能比較	78
3.4.3 N ₂ O ₄ /PBAN+Al 燃料孔施工壁衝突試験#3 のピーク過圧の実験値と算出値の比較	81
4.2 各種酸化剤/HTPB の特性排気速度	90
4.3.1 相似則と Wilton 較正試験結果との比較	97
4.3.2 TNT 換算率の換算距離 Z 変化	98
5.1 保安距離評価手順	105

記号表

A	: アレニウスプロットのパラメータ
B_{ij}	: 気体の偏心因子および臨界圧縮係数から定められる係数
C	: Scaling law 換算距離の関数 Z の定数
C^*	: 特性排気速度
C_f	: 流れの動圧と平板上の表面摩擦係数
C_{f_limit}	: C_f の上限値
C_p	: 比熱
D	: 孔の深さ
D_i	: タンクの内径
E	: 燃焼ガスと大気混合気の全エネルギー
E_a	: 活性化エネルギー
E_r	: 累積分布に関する試験結果と計算結果との誤差を表す関数、あるいはピーク過圧と過 圧インパルスの解析値と実験データとの相対誤差の二乗平均和
F_c	: 粒度分布の累積分布
H	: 燃焼ガスと大気混合気の全エンタルピー
H_0	: 理想気体のエンタルピー
I	: インパルス
I_{over}	: 過圧インパルス
K'_c	: 破砕試験供試体の靱性
K'_{c_tank}	: タンクの靱性
L	: 長さの次元
L	: タンクの全長、あるいは代表長
$Loss_{heat}$: 地面表面積への熱流による単位体積あたりのエネルギー損失
$Loss_{mom}$: 地面表面積に働く摩擦による単位体積あたりの運動量損失
M	: 質量の次元
M	: 破砕試験供試体の質量
M_d	: ロケットのドライ質量
M_w	: ロケットのウェット質量
O/F_{center}	: 爆心の O/F
Pr	: プラントル数
R	: ロケット打上げ時の爆風に関する保安距離、あるいは一般気体定数、あるいは圧力デー タ測定位置
R_{sf}	: 保安距離
Re	: Reynolds 数
T	: 時間の次元
T	: 過圧が続く時間
T_c	: 気体の臨界温度
T_{center}	: 爆心の燃焼ガスの温度
T_e	: 推進薬の TNT 換算率

T_g : 粉塵周囲のガスの温度
 T_{ground} : 地面温度
 T_p : 粉塵 1 個の温度
 T_{ps} : 粉塵 1 個の表面温度
 T_r : 回復温度、あるいは温度の臨界温度との比
 U_{center} : 爆心の燃焼ガスの内部エネルギー
 V : 粉塵の体積を表す変数
 V_e : 排気速度
 V_f : 破碎試験供試体の体積
 V_{impact} : 推進系の衝突速度
 $V_{inspection}$: 検査ボリューム
 V_p : 粉塵 1 個の体積
 V_{dust} : 粉塵分の体積
 V_{tank} : タンクの容積
 $V_{tank_{ef}}$: $= \eta_v V_{tank}$
 V'_{tank} : 変形後のタンクの容積
 V_{tank_s} : タンク構成材の体積
 W : 爆薬類の解放エネルギー、印加エネルギー、あるいは雷管および P4 爆薬の解放エネルギー
 W_{center} : 爆心の燃焼ガスの分子量
 W_e : 爆心が周囲大気にする仕事
 W_{fg} : 燃料の破碎に要するエネルギー
 W_{fv} : 粉塵の気化に要するエネルギー
 W_{ig} : 爆心に形成された可燃性混合気の着火に要するエネルギー
 W_{loss} : エネルギーロス
 W_{ov} : 酸化剤の気化に要するエネルギー
 W_t : タンクの変形に要するエネルギー
 Y : 燃焼ガスと大気の混合気における爆心気体の質量分率
 Z : 換算距離
 Z_c : 臨界圧縮係数
 Z_{sf} : 換算距離

 a_{air} : 大気圧下の音速
 $c_1 \sim c_5$: 累積の割合
 d : 爆薬類の直径、あるいは破碎試験で得られた粒子の大きさ
 df_G : 地面表面積素に働く表面摩擦力
 dS : 地面表面積素
 f : 関数、あるいは粒度分布の対数正規分布
 h : 熱伝達率
 h_{dust} : 粉塵物質の気化熱
 $h_{oxidizer}$: 酸化剤の気化熱
 m : 粉塵の質量

m_{air} : 爆心周囲の大気の質量
 m_{center} : 爆心燃焼ガスの質量
 m_{dust} : 粉塵の質量
 $m_{dust_ef} := \eta_{dust} m_{dust}$
 m_{fuel_ef} : 燃料成分の質量 $\times \eta_{fuel}$
 $m_{explosive}$: 破砕に使用する火薬・爆薬の質量
 $m_{oxidizer}$: 酸化剤の質量
 $m_{oxidizer_ef} := \eta_{oxidizer} m_{oxidizer}$
 $m_{propulsion}$: 衝突する推進系の質量
 n : Scaling law 換算距離の関数 Z の定数
 p : 燃焼ガスと大気の混合気の圧力
 p_{air} : 大気圧力
 p_c : 気体の臨界圧力
 p_{center} : 爆心の燃焼ガスの圧力
 p_{over} : ピーク過圧
 p_{sf} : 許容できる範囲の値のピーク過圧値
 p_1, p_2, p_3 : Π_1, Π_2 を求めるために定めた数
 q : 保存ベクトル
 \dot{q} : 混合気から地面への熱流束 (熱損失)
 r : 球座標半径方向の距離
 r_e : 球座標の半径、計算領域の端
 r_p : 粉塵 1 個の半径
 r_s : 球座標の中心、計算領域の原点
 r_0 : 爆心と大気との境界
 t : 時間、時刻
 u_b : 粉塵の表面からの後退速度
 u_r : 球座標半径方向の燃焼ガスと大気の混合気
 u_θ, u_ϕ : 球座標偏角方向の速度成分
 w_p : 推進薬質量
 x : 破砕試験で得られた粒子の大きさを表す変数、あるいは圧力時間履歴を評価する地点

ΔH : TNT 爆薬の解放エネルギー

ΔP : 基準爆風圧

Δt_{burn} : 燃焼終了時間

$\Delta t_{formation}$: 可燃性粉塵混合物の形成にかかる時間

$\Delta t_{gasification}$: 塵が気化するのに要する時間

Δt_{ig} : 可燃性粉塵混合物の着火遅れ時間

$\Delta t_{tank_failure}$: タンクの破壊にかかる時間

ΔV : 速度増分

Π_1 : 粉塵質量と破砕試験供試体質量の比

Π_2 : 破砕試験供試体に印加するエネルギーと供試体が破壊までに吸収するエネルギーの比

γ_{center} : 爆心の燃焼ガスの比熱比
 η : 外部仕事を除く全過程についてのエネルギー効率
 η_{fg} : 燃料破碎過程のエネルギー効率
 η_{fuel} : 燃料成分気化過程のエネルギー効率
 η_{dust} : 粉塵気化過程のエネルギー効率
 $\eta_{oxidizer}$: 酸化剤気化過程のエネルギー効率
 η_{tank} : タンク変形過程のエネルギー効率
 η_{ig} : 着火過程のエネルギー効率
 $\eta_v = 1 - \eta_{tank}$
 θ : 球座標の偏角
 λ : スケールファクタ、あるいは熱伝導率
 μ : 対数正規分布のパラメータ、あるいは高密度気体の粘性係数
 μ^0 : 1atm における粘性係数
 π : 円周率
 ρ : 燃焼ガスと大気の混合気密度
 ρ_c : 気体の臨界密度
 ρ_{center} : 爆心の密度
 ρ_r : 密度と臨界密度の比
 σ : 爆薬類の密度、あるいは対数正規分布のパラメータ
 σ_{fuel} : 燃料の真密度
 σ_p : 粉塵の真密度
 ϕ : 球座標の偏角、あるいはタンクの直径
 ϕ_p : 双極子能率

略語

AFMAN : US Airforce Manual
 Al : Aluminum、アルミニウム
 AMROC : American Rocket Company
 AP : Ammonium perchlorate、過塩素酸アンモニウム
 CEA : Chemical Equilibrium with Applications、化学平衡計算プログラム
 EM : Engineering model、エンジニアリングモデル
 ESA : European Space Agency、欧州宇宙機関
 FM : Flight model、フライトモデル
 GAP : Glycidyl azide polymer、グリシジルアジ化ポリマ
 HTPB : Hydroxyl-terminated polybutadiene、末端水酸基ポリブタジエン
 IRFNA : Inhibited Red Fuming Nitric Acid、抑制赤煙硝酸
 JAXA : Japan Aerospace eXploration Agency、宇宙航空研究開発機構
 LH₂ : Liquid H₂、液体水素
 LO₂ : Liquid O₂、液体酸素
 MAX : Maximum、最大
 MEOP : Maximum expected operating pressure
 NASA : National Aeronautics and Space Administration、アメリカ航空宇宙局

NIST : National Institute of Standards and Technology、アメリカ国立標準技術研究所

O/F : Oxidizer to fuel ratio、酸燃比

PBAN : Polybutadiene-acrylic acid-acrylonitrile、ポリブタジエンアクリル酸アクリロニトリル

PM : Prototype model、プロトタイプモデル

PMMA : Polymethyl methacrylate、ポリメチルメタクリレート (アクリル樹脂)

PP : Polypropylene、ポリプロピレン

RE : Relative effectiveness factor、RE 係数

TNT : Trinitrotoluene、トリニトロトルエン

UDMH : Unsymmetrical dimethylhydrazine、非対称ジメチルヒドラジン

uv : 定容定エネルギー

WENO : Weighted essentially non-oscillatory

第 1 章

序論

1.1 研究背景

1.1.1 宇宙輸送システムの安全と長期ビジョンによる要請

宇宙輸送システムの安全は長年にわたり多数の機関で多角的に追求されているが、この努力に係わらず、宇宙輸送システムの打上げ失敗率に関する改善状況は停滞傾向にある。その根拠として、現在運用中の宇宙輸送システムとして主流の衛星打上げに着目し、その打上げ失敗率に関するデータ¹をみると、1970年代から2010年代までの約40年にわたって失敗率が5%前後となっている[1] (図1.1.1)。他の輸送システム、例えば航空機と比較すると、航空機の場合は100万フライトにつき0.32や0.39といった数字を機体喪失率において達成[2]している。このデータは世界約200カ国の商業航空輸送に関するフライト数をカウントし、航空機が破壊されたか実質的に損傷しその後修理されない事故を喪失として、その比率を算出したものである。衛星打上げ機の機体喪失率は、現在のところ打上げ機が使い捨て型であるため、100%である。この100%という数値は、今後、宇宙輸送システム再使用技術が発達していくとともに減少していく可能性がある。しかしながら、いかに理想的な再使用が可能になったとしても、再使用の宇宙輸送システムが新品における失敗率よりも低い失敗率を実現することは考えられない。このような状況において、現在の宇宙輸送システムの安全性は航空機とは比較にならない程低いだけでなく、安全に関して何らかのイノベーションが発生しない限り、今後もこの状況が継続する可能性が高いと言わざるを得ない。

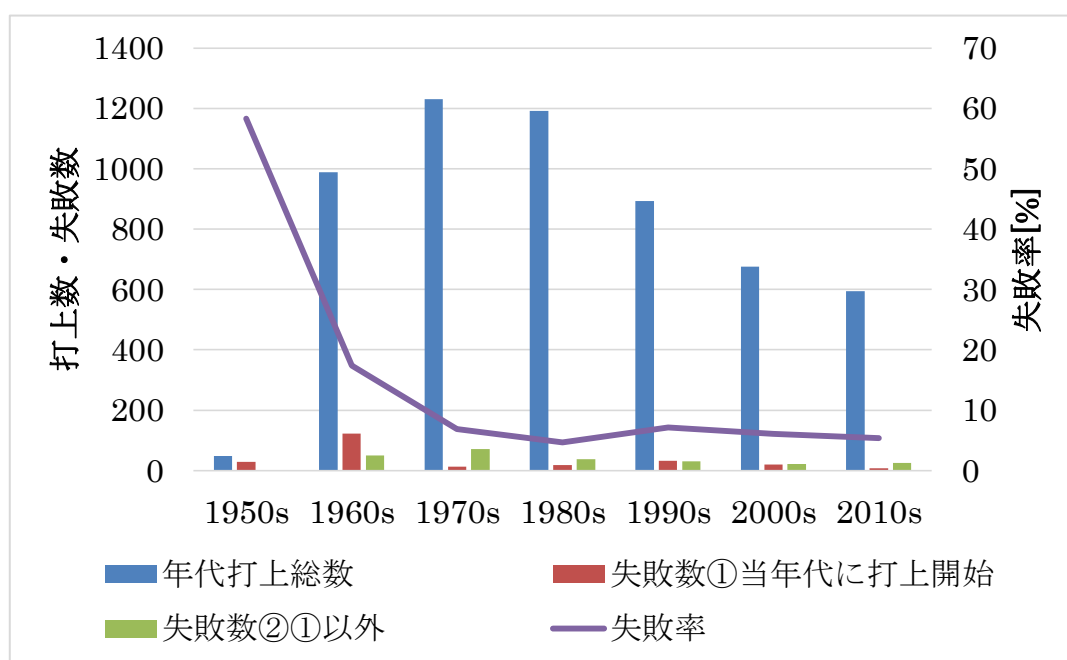


図 1.1.1 世界の年代別衛星打上げ失敗率

¹ このデータ[1]は1957年から2016年までの、10年毎の打上げ集計データである。ロケット機種カウント数は166、1957年から2016年までの打上げカウント数は5594、1957年から2016年までの失敗カウント数は473である。軌道上への輸送を打上げとして集計し、ペイロードを所定の軌道に投入できなかった場合を失敗としてカウントしている。

ところで、宇宙政策委員会が発行した宇宙輸送システム長期ビジョン[3]がある。その目的と主張を次行から要約する（要約筆者）。

宇宙基本計画[4]（平成25年1月25日宇宙開発戦略本部決定）において、今後長期にわたり我が国が自律的な宇宙輸送能力を保持し続けていくために、これまでの我が国ロケット開発の実績を十分に評価しつつ、より中長期的な観点から、我が国の宇宙輸送システムの在り方について速やかに総合的検討を行い、その結果をふまえ必要な措置を講じることが盛り込まれており、長期ビジョンはその総合的検討を行い、長期的な観点で我が国の宇宙輸送システムに関する取組の方向性を明らかにしたものである。

この長期ビジョンにおいて、世界ではこれまでの宇宙利用に加えて、新たな宇宙利用がはじまりつつあるとしている。これまでの宇宙利用とは、国威発揚を目的とした宇宙開発や人工衛星による測位、通信放送、観測等情報の収集とその伝達といった宇宙利用の形態であるが、現在の市場規模などから考えて、この延長線上に飛躍的な宇宙輸送需要の増加は見込まれないとしている。

一方、新たな宇宙利用とは、今後、出現すると考えられる宇宙の利用形態を指し、宇宙環境を利用した製造、一般人による滞在型の宇宙旅行や物資の運搬等の輸送サービス、エンターテインメント、デブリ対策、宇宙医療施設、資源採掘及びエネルギー（宇宙太陽光発電）等が該当する。

このような新たな宇宙利用の実現を促進していくために、一般人や民間企業が日常的に宇宙輸送を利用できる「宇宙輸送のインフラ化」を実現するには、低軌道領域における将来宇宙輸送システムは、航空機並みの安全性と運用性を兼ね備え、かつ輸送コストを現在よりも抜本的に低下させるべきとしている。（要約終了）

しかしながら、これほど宇宙輸送システムと航空機両者の安全性がかけ離れている現状を鑑みて、宇宙輸送システムが航空機並みの安全性を実現することは困難である。

1.1.2 宇宙輸送と航空輸送の安全対策およびリスクの比較

宇宙輸送システム・航空機の各システムでは、その安全のために安全対策が採られている。安全対策は設計段階・製造段階・運用段階でそれぞれ設定されている。それぞれどのような対策があるか、以下に概略的に見ていく。

運用段階：

宇宙輸送システムにおいては、警戒区域・保安距離・落下限界線の設定が安全対策に該当する。ロケット打上げ時の爆風に関する保安距離 R [m]の式[5]を下記に示す。なお、 ΔP は基準爆風圧[kPa]、 w_p は推進薬等質量[kg]、 T_e は推進薬の TNT 換算率[-]である。

$$R = \left(\frac{74}{\Delta P^{1/1.41}} \right) \times \{ \Sigma(T_e \times w_p) \}^{1/3} [m] \quad (1)$$

これは宇宙輸送システムというよりも、システム周囲の安全を確保するために設定されるものである。つまり、現在運用中の宇宙輸送システムが爆発ハザードを発生する可能性を有するために、爆発が発生しても被害を最小限にとどめる（警戒区域・保安距離）、あるいは爆発によって周囲に被害を及ぼすより先に、安全な場所でシステムを指令破壊する（落下

限界線) ためのものである。従って、この対策の強化は宇宙輸送システムの機体喪失率低下には結びつかない。

一方、航空機においても、ジェット燃料の貯蔵有無あるいは取扱に応じ、相応(危険物第4類第二石油類)の保安距離が必要となる。また、非常信号灯、救命胴衣といった特定救急用具(性能・構造において国土交通大臣の検査合格が必要)を装備しなければならない[6]。さらに、再使用が確立している航空機においては、フライト・300時間・約1年・4-5年毎にそれぞれ特有の整備が行われる[7]。

製造段階:

製品の信頼性を確保するための各種試験、検査の実行が製造段階の安全対策にあたる。宇宙輸送システムにおいてはEM、PM、FMといった段階を設けた開発になっており、相応の設計審査、試験とその試験後審査など各種審査が実施される[8]。

航空機の場合も、複数の検査が存在する。まず航空機を飛ばすために、我が国においては形式証明・耐空証明の取得が必要であり、その取得に際して設計・製造過程・現状検査が行われる[6]。

設計段階:

安全設計において、主に冗長とインヒビットという手法がとられている。宇宙輸送システムにおいては、特にハザードが発生した場合の被害の度合いが高いとされる機能やハザードの発生確率が高いとされる機能について故障許容(冗長)・独立したインヒビットが採用される。冗長・インヒビット数はその想定される被害の度合いによって変化し、特に被害が大きいと予測されるハザードを有する機能については2故障許容(3冗長)・3インヒビットが採用される。

航空機においても冗長という考え方は採用されている。まずメインエンジンが冗長されている(現在の主流は双発)。また、油圧系統、飛行計器類、電力系統、空気圧系統、燃料系統に冗長がとられている。計器類においては、影響が大きいとされる電子部品の3冗長がとられる[9]。

宇宙輸送システムを開発する際には、各段階で必ずリスク評価が実施される。開発対象となっているシステムが発する可能性のあるハザードを抽出し、そのハザードの被害の度合いおよび発生確率を評価する一連の作業がリスク評価である。これによって、開発対象が潜在的に有するリスクを把握することができる。ハザード解析は、そのハザード抽出・被害の度合い評価に該当する作業である。

そこで、宇宙輸送システムと航空機のリスクの差がどのようなものを把握するため、まず宇宙輸送システムと航空機のハザード解析を実施する。ハザードの内容を表す項目、ハザードタイプはJAXAシステム安全標準JMR-001B[10]による。ハザードタイプは24項目ある。それぞれのハザードの考え方を表1.1.2.1に示す。

被害の度合いはカタストロフィック(破局)と評価される場合は4点、クリティカル(重大)と評価される場合は3点である。他にマージナル(限界・局所的)とネグリジブル(無視可能)があるが、基本的にリスク評価はカタストロフィックハザードおよびクリティカルハザードについて実施される。カタストロフィック(破局的)は第三者の死亡や重度の人的被害(重度の永久的な人的障害を含む)、要員の死亡や重度の永久的な人的障害、公共

や第三者の私有財産の喪失や重大な損傷、システムや射場施設の喪失又は深刻な環境への影響をもたらすものをいう。クリティカル（重大）は第三者の軽度の人的被害、要員の重度の人的被害、公共や第三者の私有財産の軽度の損傷、システムや射場施設の重大な損傷、又は重大な環境への影響をもたらすものをいう[11]。

宇宙輸送システムはロケットとペイロード（衛星）に分割する。さらにロケット、ペイロードと航空機はサブシステムレベルに分割してハザード解析を行う。各サブシステムとその内包するコンポーネント例を表 1.1.2.2 に挙げる。ハザード解析結果を表 1.1.2.3 に示す。

表 1.1.2.1 ハザードの種類と各ハザードタイプの考え方 (1/2)

ハザードカテゴリ	ハザードタイプ	概要
極端な温度	高温・発熱体	高温表面に要員が接触し負傷
	低温・極低温	低温表面に要員が接触し負傷
火災	可燃物・酸化剤	可燃物の燃焼によって火災が発生した場合の要員の死傷、ロケットの飛行への影響、ペイロードの受傷等
	点火源等の存在	点火源の存在により火災が発生した場合の要員の死傷、ロケットの飛行への影響、ペイロードの受傷等
爆発・破裂	圧力システム・圧力容器	加圧流体を扱う圧力システムが圧力に耐えられなくなって破裂した場合の破片飛散による要員の死傷や施設設備の損傷、ロケット飛行への影響およびペイロードの損傷
	火薬類	火薬・爆薬（固体推進薬，火工品）を扱う推進系や火工品を用いる機構系における意図しない燃焼の発生による爆発による要員の死傷、ロケットの飛行への影響、ペイロードへの喪失等
	液体推進薬	毒性や引火性のある推進薬（一液式のガス，液体）を扱う推進系における推進薬の漏洩による要員の中毒による死傷，爆発による要員の死傷、ロケットの飛行への影響、ペイロードへの汚染等
	爆発性雰囲気	ロケットやペイロードから推進薬が漏洩し、電力通信系や機構系の不具合により推進薬へ着火して爆発を引き起こす。その爆発による人員の死傷、ロケット・ペイロード・施設の喪失
構造破壊	過荷重・強度不足・疲労	打上げ時の荷重等によるロケットやペイロードの構造破壊による飛行への影響
	水素脆性・応力腐食	推進薬保持による構造材変質によって生じるロケットやペイロードの構造破壊による飛行への影響
振動・衝撃・衝突	過振源・音響・圧力波	音響によるペイロードの機能喪失
	回転体・可動機構	可動機構作動時の衝撃により、ペイロードの搭載電子機器等に不具合が生じることによるペイロードの機能喪失
腐食・汚染	生物学的汚染・コンタミ	コンタミの流入により弁の作動に悪影響が生じることによるロケットの飛行やペイロードの姿勢への影響
	腐食性物質・電解腐食・異種金属	推進薬の貯蔵期間超過などによって推進薬タンクや配管などに腐食が発生し、推進薬の性能に悪影響が生じてロケットの飛行やペイロードの姿勢に影響
	流体適合性	推進薬と適合しない材料を用いることによって腐食が発生し、推進薬の性能に悪影響が生じてロケットの飛行やペイロードの姿勢に影響

表 1.1.2.1 ハザードの種類と各ハザードタイプの考え方 (2/2)

ハザードカテゴリ	ハザードタイプ	概要
漏洩	結合部のゆるみ・配管等の破損	配管類の不具合による漏洩によって生じる推進系の性能への悪影響による、ロケットの飛行やペイロードの姿勢制御の喪失
	シール劣化	シールの不具合による漏洩によって生じる推進系の性能への悪影響による、ロケットの飛行やペイロードの姿勢制御の喪失
電磁干渉	シールド不良	電磁干渉による指令の混乱による、ミッション喪失
電撃・放電	短絡	短絡による過電流の発生によって搭載電子機器類が故障しミッション喪失
	静電気	静電気による放電によって搭載電子機器類が故障しミッション喪失
	感電	要員が高電圧部（JAXA では 30V 以上が該当）に接触し感電・死傷
放射	電離放射線・放射性物質	ペイロードが宇宙空間で宇宙線に暴露し、搭載電子機器の故障が発生してペイロードが機能喪失
	レーザー・IR・UV・閃光	要員がレーザー光を受けて受傷
	電波	ロケット打上げ中のペイロードからの意図しない電波放射がロケットの許容電界レベルを超え、ロケット飛行に影響

表 1.1.2.2 ハザード解析対象サブシステム

サブシステム	コンポーネント例
ロケット	
電力系	電源, 制御や駆動を行う機器類および配線類
構造系	フェアリング, 外殻など (必要に応じてタンク・モータケースも含む (推進系と重複してもよい))
機構系	アクチュエータなど (点火器など火工品含む)
通信系	テレメトリ受送信機類
推進系	タンク, モータケース, 配管・バルブ類, 燃焼室, ノズル
ペイロード	
電力系	電源, 制御や駆動を行う機器類および配線類
構造系	構体
機構系	アクチュエータ, 展開機構など
熱制御系	ヒータ, ミッション機器など
通信系	テレメトリ受送信機類
推進系	スラスタ類
航空機	
電力系	電源, 制御や駆動を行う機器類および配線類
構造系	胴体, 翼など
機構系	翼, 車輪に関連する可動機構など
通信系	通信機器類
推進系	メインエンジン, 補助エンジン

表 1.1.2.3 ハザード解析結果(1/2)

ハザードカテゴリ		極端な温度		火災		爆発・破裂				構造破壊		振動・衝撃 衝突		腐食・汚染			
		高温・発熱体	低温・極低温	可燃物 酸・ 化剤	点火源 存在の	圧圧 力力 容シ 器ス テム	推火 進薬 薬類 火・ 工固 品体	液 体 推 進 薬	爆 発 性 零 囲 気	過 不 荷 足 重 ・ 疲 強 労 度	水 応 素 力 脆 腐 性 食	音過 響振 ・源 圧・ 力力 波波	可回 動転 機体 構・	染生 ・物 コ学 ン的 タ汚 ミ・	種電腐 金解食 属腐性 食物 ・質 異・	流 体 適 合 性	
システム サブシステム	電力系			4	4				4								
	構造系					4				4		4					
	機構系				4		4						4				
	通信系				4				4								
	推進系			4		4	4	4	4	4	4			4	4	4	
ペイロード	電力系			4	4				4								
	構造系					4				4							
	機構系				4		4						4				
	熱制御系	3	3														
	通信系				4				4								
	推進系			4		4		4	4	4	4			4	4	4	
航空機	電力系			4	4												
	構造系					4				4		4					
	機構系				4		4						4				
	通信系				4												
	推進系			4		4			4	4	4			4	4	4	

表 1.1.2.3 ハザード解析結果(2/2)

ハザードカテゴリ		漏洩		電磁 干渉	電撃・放電			放射			合計
		破配ゆ結 損管る合 等み部 の・の	シ ー ル 劣 化	シ ー 不 ル 良 ド	短 絡	静 電 気	感 電	放電 射離 性放 物射 質線	・Iレ 閃Rー 光・ザ U・ V	電 波	
システム サブシステム	電力系			4	4	4	4			4	32
	構造系										12
	機構系								3		15
	通信系			4	4	4	4			4	28
	推進系	4	4								48
ペイロード	電力系			4	4	4	4	4		4	36
	構造系										8
	機構系								3		15
	熱制御系										6
	通信系			4	4	4	4	4		4	32
	推進系	4	4								44
航空機	電力系			4	4	4	4			4	28
	構造系										12
	機構系								3		15
	通信系			4	4	4	4			4	24
	推進系	4	4								40

ハザード解析の結果、ロケット、ペイロード、航空機それぞれについて推進系に関するハザードの被害の度合いが最も高くなっていることがわかる。また、最も被害の度合いの高い推進系はロケットの推進系である。推進系のリスクの差は爆発・破裂カテゴリ中のハザードタイプ・火薬類の差に由来することがわかる。ペイロード・航空機における火薬類の搭載は機構系への火工品であり、推進系への固体推進薬の搭載はない。

また、ハザードタイプ・液体推進薬と爆発性雰囲気について、航空機も燃料を搭載しているため周囲空気との混合による可燃性混合気の生成を考慮しなければならない。ただし、定性的に爆発性雰囲気の発生確率を考えると、航空機の燃料は沸点が高く揮発しにくい性質を持つため（ケロシンの場合で 150-300℃[12]）、ロケットのクライオ推進薬よりも可燃混合気を発生する確率が低い。さらに、推進薬搭載量にも差がある。ロケットの場合総質量の 8-9 割が推進薬であるのに対し、航空機では約 4 割であることで、さらに爆発性雰囲気の発生確率がロケットよりも低下する。

このように、宇宙輸送システムの中でロケット推進系のリスクが高いこと、ロケットと航空機の推進系では爆発・破裂カテゴリに関するリスクに違いのあることがわかる。

1.1.3 ロケット推進系の爆発・破裂ハザードに対する現在の安全対策

ロケット推進系のリスクを押し上げる要因となっている爆発・破裂ハザードについて、現在の対策例を表 1.1.3 に示す。

表 1.1.3 爆発・破裂ハザードに対する安全対策の例[10-11]

ハザードタイプ	安全対策
圧力システム・圧力容器	設計段階：安全余裕が十分ある設計（安全率、MEOP）、耐圧材料選定 運用段階：圧力負荷時の遠隔操作
火薬類（固体推進薬・火工品）	設計段階：電源・着火装置間のインヒビット、電源遮断 運用段階：保安距離・警戒区域・落下限界線の設定、試験場・射場の消火装置、非破壊検査、火工品短絡
液体推進薬	設計段階：漏洩検知センサ、リークパスの多重シール 運用段階：防護服の着用、保安距離・警戒区域・落下限界線の設定、試験場・射場の消火装置
爆発性雰囲気	設計段階：漏洩検知センサ、電子機器の漏電防止、電源遮断、リークパスの多重シール 運用段階：保安距離・警戒区域・落下限界線の設定、試験場・射場の消火装置

これらは、設計段階の対策は主にリスクの発生確率を下げ、運用段階の対策は主にリスクの被害の度合いを低減するための対策である。

しかしながら、これまでと同様の対策を同様に実施していても、膠着状態にある失敗率の改善は困難である。一方で、これらの対策を強化することで失敗率を改善しようとしても、それがロケットのドライ質量の増加につながり、ロケットの性能に悪影響を及ぼす可能性がある。例えばロケットの性能を速度増分で表すならば、ロケットのウェット質量を M_w 、

ドライ質量を M_d 、排気速度 Ve として

$$\Delta V = Ve \times \ln\left(\frac{M_w}{M_d}\right) [m/sec] \quad (2)$$

M_d が増加することで、同じ排気速度でも到達速度が低下する。

1.2 先行研究

1.2.1 ロケット推進系の安全化に関する先行研究

先の長期ビジョン[3]では、ビジョンの主張する安全性を実現するために、現状の安全対策とは異なる対策を提案している。それは推進系の冗長である。これはビジョンに先立つ既往研究[13]でも提案されたことのある対策である。

まず、本件に関するビジョンの主張を次に要約する（要約筆者）。これまでの安全対策における思想では、故障等のためにミッションが遂行できないときは機体を放棄して乗員（有人の場合）や地上の安全を確保することを前提としているため、機体喪失率の改善につながらない。飛行のどの時点で故障が起きても機能の喪失につながるものない仕組みを用意し、機体を失うことなく安全を確保して帰還できるような故障許容（フォルトトレラント）の設計思想は、現在の使い切り型ロケットでもサブシステムレベルで部分的に実現されているが、システム全体がこうした設計思想に基づき、システムレベルのフォルトトレラント性を実現することにより、成功率 95%で世界標準という使い切りロケットの世界から、100 万回につき 1 回以下の機体喪失率という民間航空機と同様の水準に達することが可能になると考えられる。このような宇宙輸送システムにおけるロケット推進系は複数基装備され、推進系 1 基に故障が発生しても機体全体で対応をとることができ、推進系単体には故障時に安全に止まるフェールセーフ性を持つことが求められる。このような推進系の冗長を図るためには、カーボン系先進材料を用いた構造材による軽量化、エアブリージングの採用による軽量化、ヘルスマonitoringによるヘルスマネジメントの技術の採用が考えられるとしている。（ビジョンの要約ここまで）

次に既往研究[13]は、有人宇宙輸送システムの安全設計について、宇宙輸送システムと地上輸送システムとの相違を述べながら現状を紹介したものである。この研究について次に要約する（要約筆者）。宇宙輸送システムには未だバックアップシステムが装備されていないシステムが存在し、それらのシステムに不具合が発生した場合、有人機はアボートと呼ばれる緊急避難モードを採らなければならない。このバックアップがなされていないシステム（スペースシャトルでは”カテゴリー1”という。主エンジン、補助エンジン、補助電源、姿勢制御エンジン、フレオンループなどが該当）を多重化することによって、宇宙輸送システムが航空機と同じ様な不具合対応（離陸時のいかなる状態でも 1 個のエンジンが推力停止しても着陸待機、着陸の仕直しができる）ができるようになる。そのためには宇宙輸送システムの高い推進薬質量比（1.1.2 項末尾参照）をエアブリージングの採用によって克服し、多重化のための質量余裕を得るべきとしている。（研究[13]の要約ここまで）

これらのような考え方は、ロケット推進系が何らかのハザードを発生したときに、被害の度合いを低減しようとするものである。不具合のロケット推進系（仮にエアブリージングを採用しても、宇宙空間ではロケットが必要）を安全に停止でき、かつ装備したままで

飛行を継続できるのであれば、機体の喪失はない。また、不具合のロケット推進系を投棄しなければならない場合でも、ロケット全体でなく、推進系 1 基の喪失で済む。しかしながら、ハザードの発生確率を低減できるものではない。

このような推進系冗長という考え方には、既にクラスターロケット（露・ソユーズ、プロトン、米・サターン、ファルコンなど、いずれも液体ロケット）という実例がある。液体燃料ロケットのクラスターの場合はタンクなどの共通部分が 1 つになる。開発の諸経費・時間の圧縮に関するメリットの他に、いくつか束ねたエンジンの 1 つに故障があっても飛行が続けられるというメリットが指摘されている[14]。

飛行が続けられるようなエンジン 1 つの故障について検討する。ソユーズロケットの場合、エンジン 1 つとは共通部分（タンク）を除くターボポンプ～4つの燃焼室～4つのノズル～2つの姿勢制御スラスタとその配管類である。そのようなロケット推進系で、不具合の推進系を停止・装備したままで飛行が継続できるような故障として、表 1.1.2.1 のハザードタイプを参考に以下のように故障例を考える。

- 1つのエンジンの配管類がコンタミなどで汚染されることによる当該エンジン内の流量・性能低下
- 1つのエンジンの材料が応力腐食や疲労などで劣化することによる当該エンジン内の損傷・性能低下
- 1つのエンジンの配管類が漏洩することによる当該エンジンの流量・性能低下

不具合の推進系を装備したまま飛行を継続する際に重要なのは、その故障が周囲の健全な部位に悪影響を与えない範囲にとどまることである。従って、爆発・破裂ハザードのように周囲に悪影響を及ぼすことが懸念されるハザードが想定される場合、その推進系は投棄されなければならない。ただし、爆発・破裂ハザードを発生しうる推進系が投棄されたことにより、周囲に被害の生じる可能性があり、要注意である。特に打上げ前や直後の期間は射場に被害が生じる他、飛翔体（不具合推進系を除く全て）が残りの健全推進系を使って爆発・破裂の影響圏外に脱出するのも、飛翔体の速度が小さいため、困難になると推測する。

有人宇宙船が爆発・破裂影響圏外に離脱する方法として現在採用されているアボートは、有人部だけを離脱させる方式が主流であり、マーキュリー・アポロ・ソユーズ・オリオンなどが該当する。これは一部の推進系を投棄することとは異なり、有人部以外の全てを投棄することになるため、離脱時の質量条件に大きな違いが存在するが、アボートを行うにあたって問題視されている事柄は飛翔体の離脱にも本質的に参考にできる。

参考文献[15]には、その例が挙げられている。

- ① アボートモジュールの降下中の動的制御喪失・・・具体例にはパラシュートの制御喪失（開傘や向き）が考えられる。これにより、モジュールの空力破壊や地面・海面での衝突破壊が危惧される。
- ② 不要燃料の投棄失敗・・・これにより、アボートモジュールの降下中や着陸時の状況において爆発が発生し被害が増大する可能性がある。
- ③ 着陸指定点不達・・・これにより、緊急着陸場所やモジュールへ被害が発生する可能性が生じる。

①は、飛翔体離脱においてはロケット推進系の複数不具合発生が該当すると考える。この事態にも飛翔体が飛行を継続するのはロケット・航空機に係らず非常に困難であり、推進系の信頼性を向上しておくことやその他のアボート方策を組み込んでおくことが必要である。

②は不具合推進系の投棄失敗が該当すると考える。不具合推進系が爆発・破裂ハザードを発生する場合飛翔体の飛行継続はやはり困難であり、①のような措置の考慮が必要である。

③は離脱した飛翔体が帰還する場所の問題である。予め帰還可能な場所を確保しておくことが必要であるが、残推進薬の状況により指定された場所に到達できない場合を考慮した備えが必要である。

他にも、共通部分であるタンクの漏洩によって爆発・破裂ハザードが懸念される場合には、飛行の継続自体が困難となる。従って共通部分を有するクラスターロケットの場合は、ロケット推進系の完全な冗長とはいえないが、タンクの冗長は設計上困難になると推測する。

このように、ロケット推進系の爆発・破裂ハザードを考えると、いかに推進系の冗長を実現しても、機体喪失率を低減するためにはハザードの発生するタイミング・場所や発生するシステムの部位に制約が存在している。仮に、ロケット推進系がそもそも爆発・破裂ハザードを有さない、あるいはそのリスクが非常に小さい場合には、機体喪失率低減の可能性が高まる。そこで、非爆発性の推進系を採用するという解決策が生じる[16][17]。非爆発性の推進系とは、自発的に可燃性混合気を発生する可能性のない推進系、あるいはガス爆発を発生する可能性のない推進系のこと、一部のハイブリッドロケットが該当する。ハイブリッドロケットは、推進薬の選択によっては爆発性になりうる。表 1.2.1 に様々なロケット推進薬の爆発・破裂ハザードの有無を示す。

表 1.2.1 ロケット推進薬の爆発・破裂ハザードの有無

ロケット推進薬の区分	燃料	酸化剤	爆発・破裂ハザード
固体	HTPB,Al	AP	有り
液体	LH ₂	LO ₂	有り
	RP-1	LO ₂	有り
	UDMH	N ₂ O ₄	有り
ハイブリッド	GAP	LO ₂	有り
	HTPB	H ₂ O ₂	有り
	HTPB	N ₂ O	有り
	HTPB	LO ₂	無し

※HTPB はその他の樹脂に置き換え可能

1.2.2 ハイブリッドロケットの安全評価に関する先行研究・既存基準

(1) ハイブリッドロケットの安全性に関する定性的言及

推進薬を非爆発性にし得ることから、ハイブリッドロケットの安全性（特に固体推進薬や液体推進薬に対するハイブリッドの安全面の優位性）は複数の研究者が主張している。

例えば参考文献[18]において、全 15 チャプタのうち約半数の 7 チャプタでハイブリッド

ロケットの安全性が主張されている。不活性な燃料を選択できること、燃料が酸化剤と親和的に混合しないこと（燃料は固体・酸化剤は液体と相が異なるため）、燃料に揮発の懸念がない、燃料クラックが固体推進薬におけるようには悪影響を与えないといったことがその根拠である。つまりハイブリッドロケットの TNT 換算率はゼロと見なされている。TNT 換算率がゼロならば爆発・破裂ハザードの発生確率もゼロである。

他にも Ciezki らは、ハイブリッドでは予期しない着火が無く、また固体推進薬と比較して燃料中の粒子通電や摩擦・電気に対する感度を危惧しなくてよいとしている[19]。

これらの研究者の主張は、以下の事件事例（①②）によってこれまでのところは擁護されているといえる。

①AMROC SET-1

1989年10月5日、カリフォルニア州ヴァンデンバーグ空軍基地にて、旧 AMROC 社（AMROC は 1995 年に破産し、そのハイブリッドロケット技術は Sierra Nevada Co.傘下 SpaceDev が取得した）はハイブリッドロケット SET-1（HTPB/LO₂）の打上げを行った。この打上げは、それ以前に発生したロケット打上げ事故により安全への要求が高まった背景において大型ハイブリッドロケットの開発が始まり、そのフライト実証を目的として実施された。非爆発性のハイブリッドとして世界最高レベル 324kN を実現する予定であったが、配管中の空気が凍結し酸化剤の流量が不足した結果、飛翔体を持ち上げるだけの推力を出せないまま発射台で燃焼、飛翔体に引火・火災が発生し転倒した。機体は焼け焦げと転倒による破損の他に大きな損傷は無く、AMROC は当該ハイブリッドロケットの安全性が確認されたと主張した[20]。

②The Spaceship Company SpaceShipTwo

2014年10月31日、カリフォルニア州モハーヴェ砂漠にて、乗員2人を乗せて試験飛行中の1号機 VSS エンタープライズが墜落した。パイロット1人が死亡、もう1人も重傷を負った[21]。この飛行は、ロケットエンジン変更後の初の動力試験飛行であったことから、当初エンジンの爆発が疑われたが、後の調査で、死亡したパイロットによる操作ミスが直接の原因と結論された[22]。燃料は熱可塑性ポリアミド/N₂O で、N₂O に分解・ガス爆発の可能性があるが、このときは N₂O の爆発は発生しなかった（次項③参照）。

③The Spaceship Company SpaceShipTwo（地上試験中の事故）

2007年7月26日、カリフォルニア州モハーヴェ砂漠にて、SpaceShipTwo への搭載を想定したロケットシステムの試験中に N₂O が爆発し、3人が死亡、3人が負傷した。試験は 4500kg の N₂O をタンクに充填し、15秒間のコールドフローを行うものだった。空軍研究所では N₂O の爆発性に関する調査報告の中で当該事故に触れ、N₂O が一般に広く使われているために安全対策がおろそかとなった可能性、これまでの N₂O の爆発性評価はあまりに少量で行われてきたのではないかとし、大量の N₂O が示す爆発性の調査の必要性を指摘した[23]。

(2) ハイブリッドロケットの安全評価基準

ハイブリッドロケットが衛星打上げの運用に至っていない状況から、そのリスクを評価するような基準・マニュアルはあまり整備されていない。まず日本の安全対策評価基準[5]

にはハイブリッドロケットに関する記載はない。

一方、アメリカには宇宙に関する複数の基準の中で、空軍が発行するマニュアル (AFMAN) の中にハイブリッドに関する記載がある。AFMAN91-201 火薬類安全標準[24]にはエネルギー流体の TNT 換算率を整理した表 (表 1.2.2.1) が掲載されており、その中にハイブリッドロケットの TNT 換算率が挙げられている。ただしハイブリッド推進薬の 5%、<0.01%は脚注の記載にしかなかったものを、筆者が表の欄内に転載した (表中下線部)。

表 1.2.2.1 エネルギー流体の TNT 換算率 ([24]より部分引用・変更 (下線)、和訳筆者)

ロケット推進薬	TNT 換算率[%]	
	テストスタンド (静的状態)	打上げ時
LO ₂ /LH ₂	※ ¹	※ ¹
LO ₂ /RP-1	10	227ton まで 20 227ton 超で 30
IRFNA/UDMH※ ²	10	10
N ₂ O ₄ /UDMH+N ₂ H ₄ ※ ²	5	10
N ₂ O ₄ 液体酸化剤/ PBAN 固体燃料 (ハイブリッド推進薬)	15※ ³ <u>5※³</u> <u><0.01※³</u>	15※ ³ <u>5※³</u> <u><0.01※³</u>
ニトロメタン	100	100
オート燃料 II	100※ ⁴	—
酸化エチレン (エチレンオキシド)	100※ ⁵	100※ ⁵

※¹ 次の(a)(b)のうち大きい方の値とする。(a) LO₂/LH₂の質量を W としたとき、 $8 \times W^{2/3} \times 100\%$ (b) 14%

※² これらは自着火性の組合せである。

※³ 15%は火薬類爆発事故シナリオに基づく値である。他に高速衝突シナリオ 5%、落下シナリオ (<0.01%)

※⁴ 容器・タンクの破裂圧が 100psig(=689476PaG)を超え、かつ所定の圧力リリーフデバイスを使用していない場合にこの値を用いる。

※⁵ 蒸気が大量に発生し爆発するリスクのある場合にこの値を用いる。

爆発ハザードにおいて、打上げ時の方がより危険と評価されている。それは燃料と酸化剤が互いに飛翔体内部で近接しており、また打上げの振動があるためである。リフトオフ後は飛翔体を拘束するものがなく、結果として落下・燃料酸化剤の混合を伴う衝突が発生する可能性がある。飛翔体の動きがない試験場での推進薬取り扱いにおいても、燃料と酸化剤が混合すれば重大なハザードを発生する可能性がある。そのようなハザードの分析を行う際にアメリカ空軍では表 1.2.2.1 の値が使用される[24]。

日本の基準[5]における値も整理しておく。これは爆風に対する保安距離等を設定する際の TNT 換算率として列挙されている。爆風に対する保安距離 $R[m]$ の式を改めて以下に示す。ただし、 ΔP は基準爆風圧[kPa]、 T_e は推進薬の TNT 換算率[-]、 w_p は推進薬の質量[kg]である。固体推進薬および LO₂/LH₂ の質量と保安距離の関係を図 1.2.2.1 に示す。

$$R = \left(\frac{74}{\Delta P^{1/1.41}} \right) \times \{ \sum (T_e \times w_p) \}^{1/3} [m] \quad (1) \cdot \text{再掲}$$

$$\Delta P = 1.379 \quad (I \leq 140[Pa \cdot sec]) \quad \Delta P = 1.073 \quad (I \geq 400[Pa \cdot sec])$$

$$\Delta P = 1.379 \times (140/I)^{0.24} \quad (140 < I \leq 400[Pa \cdot sec])$$

$$I = (T_e \times w_p)^{1/3} \times 367 \times Z^{\{-1.08+0.0072 \times \ln(Z)\}} \quad Z = R \times (T_e \times w_p)^{-1/3}$$

表 1.2.2.2 ロケット推進薬の TNT 換算率[5]

ロケット推進薬	TNT 換算率[%]	
	整備作業期間	打上げ時
LO ₂ /LH ₂	—	※ ¹
N ₂ O ₄ /ヒドラジン類	10	10
火工品	—	100
固体推進薬	5	5

※¹ LO₂/LH₂の質量を W としたとき、 $6.7 \times W^{2/3} \times 100\%$

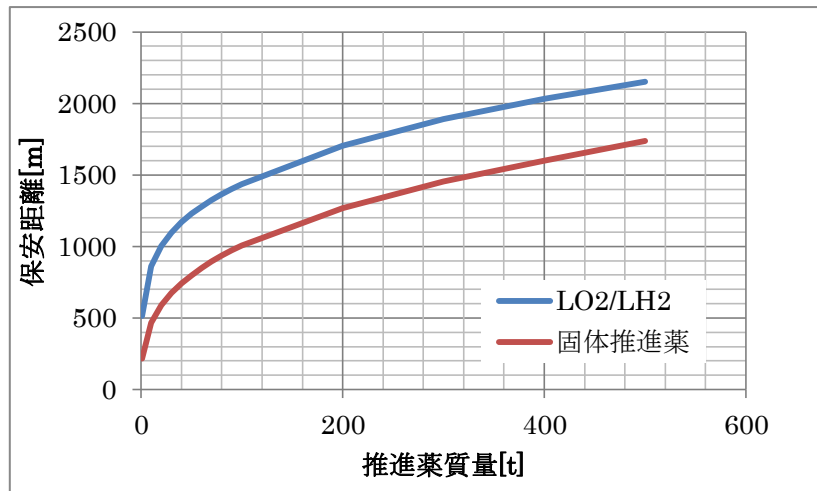


図 1.2.2.1 LO₂/LH₂および固体推進薬の保安距離

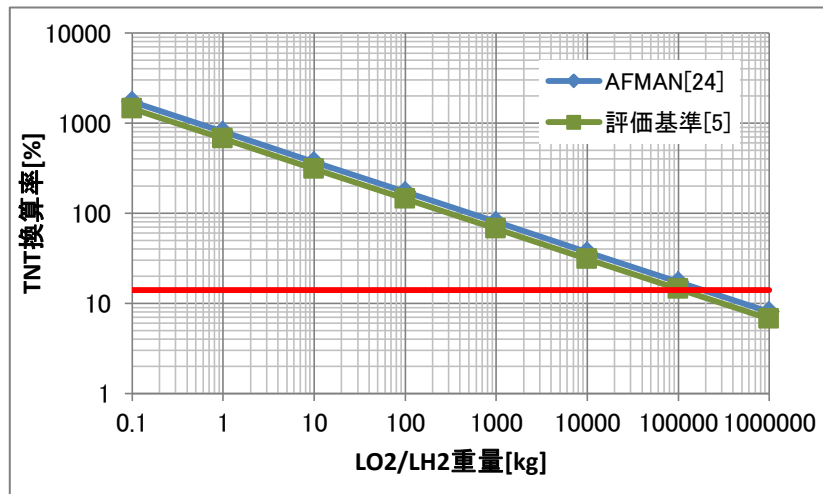


図 1.2.2.2 LO₂/LH₂の TNT 換算率変化 (赤線は TNT14%)

式(1)をみると、TNT 換算率が高い程保安距離が大きくなる。つまり TNT 換算率が高い程、その推進薬が解放するエネルギー値が高く、爆風被害が大きいいといえる。ただし上の表の TNT 換算率の値から推進薬の爆風被害を比較する際には注意が必要である。特に表 1.2.2.1 の元となった AFMAN の表では、テストスタンド・打上げ時の双方に 15%の値が掲載されている。この表記には、打上げ時がより危険という考え方が反映されていない。また 15%とは爆薬を用いた試験結果による TNT 換算率である。従って静的状態であるテストスタンドの値に 15%を採用するには疑義がある。また打上げ時においても、固体推進薬や LO₂/LH₂ の TNT 換算率は衝突試験の結果から取得されているので[25-26]、ハイブリッドの 15%は他の推進薬と比較して過大な値となっていると考えられる。従ってハイブリッド推進薬においては、テストスタンドで<0.01%、打上げ時（推力発生中の衝突を考慮して）で 5%を採用するべきと考える。

まずハイブリッドと LO₂/LH₂ の TNT 換算率を比較する。LO₂/LH₂ は質量で TNT 換算率に変化するために単純に比較できない。LO₂/LH₂ の質量と TNT 換算率の関係を図 1.2.2.2 に示す。AFMAN と我が国の評価基準では、近い値を示していることが図からわかる。ただし最も大きな違いは、AFMAN の場合、TNT 換算率の最小値を 14%に設定していることである（図中赤線）。従って 100t を超えたところで AFMAN の LO₂/LH₂ の TNT 換算率は 14%となる。一方我が国では最小値の指定がなく、推進薬の増加に伴って TNT 換算率が低下し続ける。従って、ハイブリッドの打上げ時 TNT 換算率を 5%とすると、AFMAN ならば、推進薬の質量に係わらずハイブリッドの方が LO₂/LH₂ よりも爆風被害が小さいといえる。我が国の場合は、LO₂/LH₂ の質量が 2400t を超えるならば（図の減少傾向より外挿）、安全であるはずのハイブリッドの方が LO₂/LH₂ よりも爆風被害が大きいということになってしまう。

次に固体ロケットの TNT 換算率と比較すると、固体ロケットは 5%であり、ハイブリッドロケットと同じ値である。従って、安全であるはずのハイブリッドと固体ロケットの爆風被害も同じになってしまう。

1.2.1 項末尾において、ロケット推進系安全化のための対策として、非爆発性の推進系であるハイブリッドロケットの採用を取り上げたものの、これらの TNT 換算率だけを見れば、ハイブリッドは固体と同じように爆風被害を発生し、かつ、ある条件においては液体よりも被害が大きいことになってしまう。

いま、ハイブリッドロケットの爆風被害について、(1)の事故の状況や既往研究の主張と、TNT 換算率 15%（あるいは 5%を採用したとしても）という値を示す AFMAN の主張には差がある。この差が生じる原因は必ずしも自明ではないが、既存の爆風評価は既往の研究者に共通な評価に反した結果を生じており、TNT 換算率の値や評価方法を改めて見直す必要がある。

また、ハイブリッドロケットの値として表示されているのは N₂O₄/PBAN（ポリブタジエンアクリル酸アクリロニトリル）の値であるが、この組み合わせの推進薬でハイブリッドを代表することにも疑義がある。近年ハイブリッドロケットの燃料として主流なのは、熱硬化性樹脂では ESA・North Star[27]や旧 AMROC・SET-1[20]、SpaceShipTwo（熱可塑性ポリアミドから変更）[28]の HTPB、主に大学の研究で採用されている熱可塑性樹脂のポリエチレン[29]、または蠟・ワックス類[30]である。酸化剤にしても、毒性の強い N₂O₄[31]は敬遠され、North Star の H₂O₂[27]、SpaceShipTwo の N₂O[28]、大学の LO₂[29]が主流である。さらに N₂O₄ は、熱すると NO₂ に分解することによりガス爆発を発生する可能性

を持つため、この組み合わせは非爆発性のハイブリッドロケットとは言えない可能性もある。しかしながら、他の推進薬の組合せに関する評価指標は見当たらない。

(3) Wilton による先行研究

ハイブリッドロケットに関する AFMAN の数値は、Wilton の試験結果[32]を採用している。その試験内容は表 1.2.2.1 の注に示したように、3 ケースのシナリオを模擬しているが、元の文献[32]を見ると、状況はさらに細かく設定されている。高速衝突シナリオにおいては、壁の形状が異なる。単なる平面壁 (Flat) と、厚い壁に、ある深さの孔を施工した Deep hole という 2 種類である。先に述べた衝突シナリオの 5%は、Deep hole という試験による結果である。平面壁での結果は 0.4%である。一方、我が国の固体ロケットや液体ロケットの衝突試験は Flat に相当するので[25-26]、表 1.2.2.1 のハイブリッドロケットの打上げ時の値は 5%でもなく 0.4%の方が妥当である。

ここで、ハイブリッドロケットによる爆発ハザードの被害の度合いの評価について、既存の方法 (推進薬重量と TNT 換算率を用いた方法) で評価可能かを検討する。Wilton の試験結果について注目すべきであるのは、火薬類・衝突・落下という試験方法の違いによって得られる TNT 換算率が異なることと、同じ衝突試験でも、供試体をほぼ同じ速度で衝突させているにも関わらず、Flat では 0.4%、Deep hole では 5%と、TNT 換算率のオーダが異なることである。これら TNT 換算率の違いの原因は、固体燃料・液体酸化剤の破碎/気化/急激な燃焼における効率にあると考える。

非爆発性のハイブリッドロケットでは、燃料が粉塵にならない限り、爆発的な燃焼が起り様もない。より大きなエネルギーが固体燃料に印加されたり、閉鎖的な環境で燃料が衝撃を受けたりすることで、固体燃料が砕けて粉塵となる質量が増加する。この粉塵については Wilton も指摘している。Wilton は、最も TNT 換算率が高くなった試験 (爆薬を用いた試験で、燃料が爆薬の直下、酸化剤がさらに燃料の下に設置された試験) では、爆薬の爆発が燃料を粉々にして、その燃料が酸化剤の中に落下することで、燃焼にとって理想的な混合状態を作り出したと述べている[32]。

従って、非爆発性のハイブリッドロケットの場合、その燃料の状態 (粉塵か塊か) によって反応性が異なるために、推進薬の質量に対して TNT 換算率を一意に定めることが困難になると推測する。つまり、TNT 換算率 0.4%を適用した既存の評価方法を用いて、非爆発性ハイブリッドの爆風被害の度合いを評価することは困難である。当該評価を行うためには、粉塵化した燃料が爆発したときに発生する爆発の威力と、燃料の粉塵化し易さを表すような指標が必要となる。

1.3 我が国の保安距離項目と爆風に対する保安距離式

我が国の評価基準では、打上げ時に保安距離評価を実施すべき項目として、爆風、飛散物と放射熱がある。飛散物と放射熱はそれぞれ、推進薬質量を用いた簡便な式が基準[5]に示されているが、もし数理的に考察して求めるならば、概略は図 1.3.1 のようになる。

つまり爆心の状態評価なくしては、飛散物も放射熱も評価できないため、爆心の評価を可能にすることが優先課題である。従って既存の実験データを活用可能である爆風評価を用いて、爆心をモデル化可能にする。

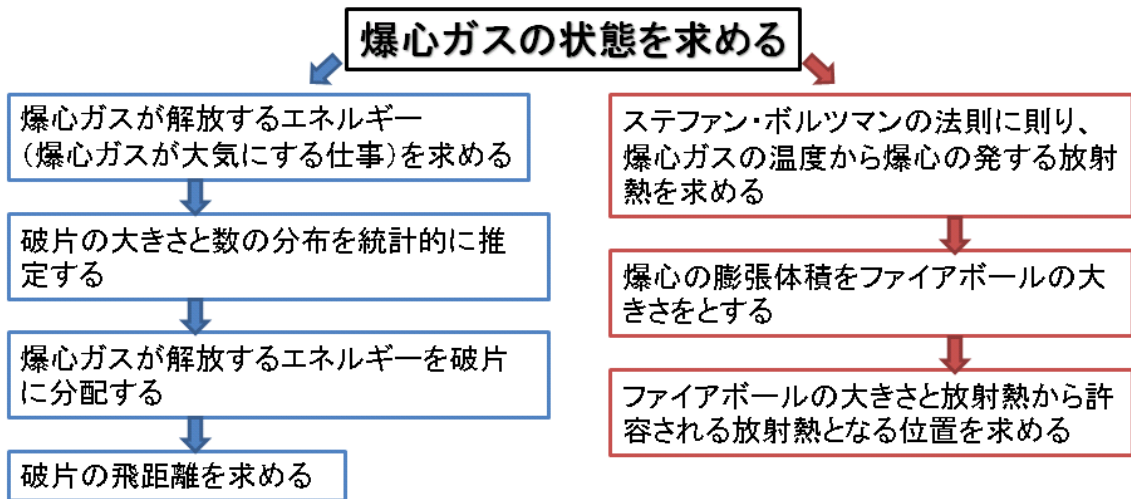


図 1.3.1 飛散物および放射熱の数理検討ツリー

我が国の安全評価基準[5]が式(1)を爆風の保安距離とした経緯は、基準[5]や関連資料[25-26]にも述べられていない。恐らくは一般的な保安距離の考え方、Hopkinson や Sachs の **Scaling law** に基づいて構築された式と推測される。いずれの **Scaling law** も試験によって検証が為されている[33-34]。まず **Hopkinson's scaling law** の考え方とは、爆風を発生する爆薬類の種類や雰囲気条件が同じで形状が相似であれば、爆薬類の質量が変化しても同じ関数(後述)で保安距離の評価が可能というものである。考え方のイメージを図 1.3 に示す。ただし、 d は爆薬類の直径、 p_{air} は大気圧、 λ はスケールファクタ、 p_{over} は爆風のピーク過圧、 I_{over} は爆風の過圧インパルス、 T は $p_{over} \geq 0$ の時間である。ピーク過圧と過圧インパルスは図 1.3 中に模式的に表されている。

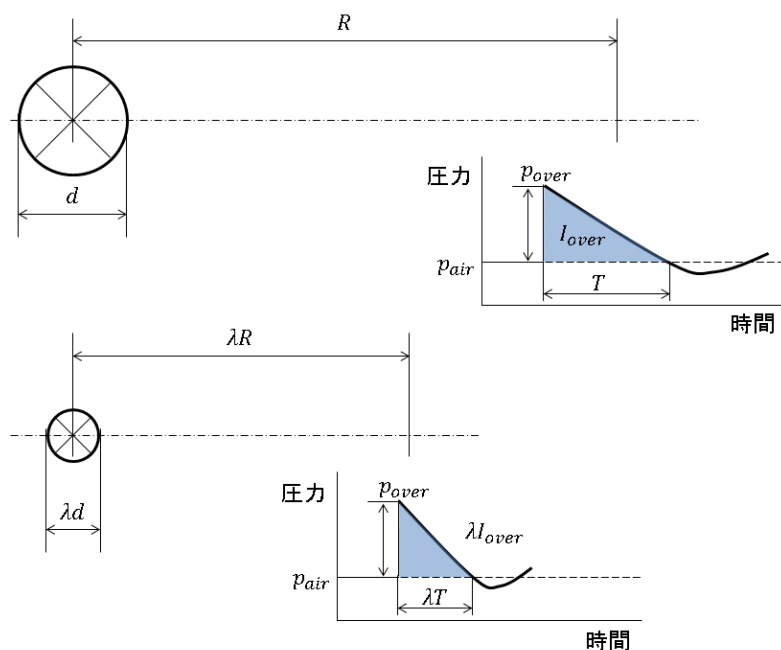


図 1.3.2 Hopkinson's scaling law ([33]に基づいて作成)

Hopkinson's scaling law の関数とは、換算距離 Z の関数である。まず換算距離 Z を以下のよ
うに定める。

$$Z = R(T_e \times w_p)^{-1/3} [m/kg^{1/3}] \quad (3)$$

この 1/3 乗に着目して、Cube root scaling law と呼ばれることもある。1/3 乗の括弧には爆
薬類の TNT 換算質量ではなく、解放エネルギーが入ることもある。爆薬類の爆発によって
発生するクレーターの体積を $4\pi R^3/3$ と考えて、その体積が爆薬の質量（あるいは解放エネ
ルギー）と比例関係にあるという考えが、1/3 乗の発生する所以である[35]。

Hopkinson によれば、式(3)のように Z を定めると、 p_{over} や I_{over} を Z の関数として表すこと
ができる[33]。今、 p_{over} の関数を $p_{over} = CZ^n$ とすると、以下が成り立つ。

$$p_{over} = CZ^n = C \left\{ R \times (T_e \times w_p)^{-1/3} \right\}^n = C \left\{ \frac{R}{d} \times (T_e \times \sigma\pi/6)^{-1/3} \right\}^n \quad (4)$$

ただし σ は爆薬類の密度、 C と n は定数である。式(4)の R と d に λ を付与しても、得られる p_{over}
の値には変化はないため、図 1.3 下のケースでも p_{over} が成立することがわかる。

次に、式(4)の括弧（爆薬類の換算質量）を爆薬類の解放エネルギー W に変更する。
 $W = T_e \times w_p \times \Delta H$ 、 ΔH は TNT 爆薬の解放エネルギーである。そして式変形すると以下に
なる。

$$R = \left(\frac{p_{over}}{C} \right)^{1/n} \times W^{1/3} = \left(\frac{p_{over}}{C} \right)^{1/n} \times (T_e \times w_p \times \Delta H)^{1/3} = C' \times p_{over}^{1/n} \times (T_e \times w_p)^{1/3}$$

$$\text{ただし } C' = \left(\frac{1}{C} \right)^{1/n} \times (\Delta H)^{1/3} \quad (5)$$

R と p_{over} は反比例関係にあることから、 n は負の値となる。 p_{over} が式(1)の ΔP に相当すると
考えれば、 C' に 74、 n に-1.41 が入ると、式(5)は安全評価基準[5]の保安評価式である式(1)
とほぼ同じ式となる。

一方 Sachs' scaling law では Hopkinson のような爆薬の種類や形状等に関する制約がな
い。換算距離 Z は以下のように変化する。

$$Z = R p_{air}^{1/3} W^{-1/3} [-] \quad (6)$$

このとき Z の関数とするのは、例えば p_{over}/p_{air} 、 $1 \times a_{air}/p_{air}^{2/3}/W^{1/3}$ である。 a_{air} は大気圧
下の音速である。ここで p/p_{air} の Z の関数を考える。

$$\frac{p_{over}}{p_{air}} = C \times Z^n = C \times \left(\frac{R p_{air}^{1/3}}{W^{1/3}} \right)^n$$

$$\begin{aligned}
R &= \left(\frac{p_{over}}{C \times p_{air}} \right)^{1/n} \times \left(\frac{W}{p_{air}} \right)^{1/3} = \left(\frac{p_{over}}{C \times p_{air}} \right)^{1/n} \times \left(\frac{T_e \times w_p \times \Delta H}{p_{air}} \right)^{1/3} \\
&= C' \times p_{over}^{1/n} \times (T_e \times w_p)^{1/3} \\
\text{ただし } C' &= \left(\frac{1}{C \times p_{air}} \right)^{1/n} \times \left(\frac{\Delta H}{p_{air}} \right)^{1/3} \tag{7}
\end{aligned}$$

式(7)も式(5)と同様に、安全評価基準[5]の保安評価式(1)とほぼ同じ式となる。

ただし式(1)は ΔP を計算する際に用いる換算距離 Z に式(3)（ただし単位は[m/kg^{1/3}]、1.2.2(2)式(1)再掲参照）を用いるので、Hopkinson's scaling law に基づくものである可能性が高い。このように、式(1)は過去の知見に基づいて構築されたものであることが確認された。

1.4 研究目的と研究方法

本研究では、爆風の既往実験データを使ってハイブリッドロケット推進薬の爆発ハザード時の爆心状況を評価するためのモデルパラメータを同定し、さらにそれらを用いて爆風に対する保安距離の定量的な評価法を構築することを目的とする。定量的な保安距離の評価とは、具体的には、非爆発性ハイブリッドロケット推進薬に対し、(1)整備期間(2)打上げ時の爆風に対する警戒区域の計算方法に相当する保安距離の評価であり、さらには、保安距離を定めるための TNT 換算率の評価である。

その研究方法は、既往の実験データに基づいて数理モデルを構築し、そのモデルを用いて新たな推進薬の TNT 換算率を求め、保安距離を求めるというものである。以下に具体的に述べる。

数理モデルを構築するには、まず爆風発生に至るまでを表す事故シナリオを複数設定する。シナリオは Wilton[32]や固体・液体推進薬の保安距離[25-26]に関する既往研究を参考に設定する。シナリオを設定したら、それらのシナリオに共通する物理現象を抽出し、そのモデリングを実施する。モデリングを行うのは印加エネルギー、燃料破碎、可燃性粉塵雰囲気形成、燃焼現象、大気中への圧力伝播、実在気体効果、TNT 換算率、保安距離である。

燃料破碎をモデリングするには、燃料破碎実験に関する既往研究[36]の実験データを用いる。供試体に印加したエネルギー、供試体材料の物性と破碎試験結果の粒度分布（破碎片の大きさと質量の関係を示した分布）の関係を整理して、破碎の結果、粉塵となった分の質量を求めることができるようなモデルを構築する。ただし、粉塵の大きさは、文献[37-38]により 500 μm 以下とする。

圧力伝播と実在気体効果のモデリングについては流体解析を実行する。流体解析のプログラムの健全性は基本的にデバックで得る。コンパイルエラーやランタイムエラーの有無はコンパイルとプログラムの実行によって確認する。論理エラーの有無は、衝撃波解析の理論値との合致、実在気体効果の NIST データとの合致によって確認する。

事故を発生する供試体に印加するエネルギーは、燃料破碎や粉塵・酸化剤の気化、タンク変形といった、シナリオ中の物理現象に分配されるが、ロスも存在する。分配のエネルギー効率は粉塵気化過程、酸化剤気化過程、タンク変形過程で不明となっており、この三

つのエネルギー効率をパラメータとして Wilton の実験データとのフィッティングを行い、シナリオ毎にパラメータを同定する。数理モデルの計算結果と Wilton の実験データとの相対誤差から求める二乗平均和が、設定した誤差範囲内に収まるとき、同定とする。このとき用いる Wilton の実験データとは、複数の測定点におけるピーク過圧と過圧インパルス（過圧分の時間積分）である。数理モデルでは流体解析によって、ピーク過圧と過圧インパルスを算出する。ここまでの数理モデルの有効性は、パラメータ同定に用いた実験とは酸化剤や衝突速度が異なるケースの実験データとの比較により確認する。

ピーク過圧から TNT 換算率を求める。TNT 換算率は、Wilton が自身の実験データから TNT 換算率を求めるのに用いた、ペントライト爆薬試験結果のピーク過圧を用いて得る。Wilton は、ピーク過圧と過圧インパルスを用いて、Hopkinson の Scaling law に近い方法で TNT 換算率を求めている [32] が、本研究では異なる種類の推進薬も評価するので、Sachs' scaling law に従う。TNT 換算率が得られると、保安距離の算出が可能になる。

以上のように構築した数理モデルを用いて、非爆発性ハイブリッドロケット推進薬（ LO_2/HTPB 、 $\text{LO}_2/\text{ワックス}$ 、 $\text{LO}_2/\text{ポリエチレン}$ ）の TNT 換算率を得る。さらに数理モデルを過去の非爆発性ハイブリッドロケットの打上げ事例や燃焼試験事例に適用して、それぞれの事例で必要であるはずの保安距離を算出し、当時の運用上の保安距離と比較して、問題の有無を指摘する。

1.5 本論文の構成

本書は 6 章および末尾に補遺を付記した構成とする。

第 2 章では、固体燃料粉塵化と粉塵による燃焼・爆風を評価する数理モデルの作成を実施する。

第 3 章では、第 2 章の数理モデルを用いて実験データを再現できるようなパラメータセットの同定を実施する。

第 4 章では、第 2・3 章の数理モデルおよびパラメータを用いて、複数の非爆発性ハイブリッドロケット推進薬の種類に対し保安距離式および推進薬質量に対する保安距離表の作成を実施する。

第 5 章では、第 4 章の保安距離評価の、過去の運用事例への適用を実施する。

第 6 章で本研究の結論を示す。

第2章

数理モデルの構築

2.1 基本的考え方

本章では、図 2.1 に示すようなハイブリッドロケット推進薬の爆発ハザードにおける爆心状態の評価と、爆心からの距離に対応する爆風圧を評価するための数理モデルを構築する。非爆発性ハイブリッドロケット（以降、ハイブリッドロケットと称する）の爆発ハザードに関与する現象を考える上での一つの重要な観点は、ハイブリッドロケットの固体燃料の粉塵化（生成する粉塵質量）である。その燃料の粉塵が、液体酸化剤と共に気化・混合・燃焼し、物理的爆発(physical explosion)が発生する。ここでは、燃料の粉塵化率（粉塵質量の燃料総質量に占める割合）と、燃料が破壊までに吸収し得るエネルギーと印加エネルギーの比との相関を各種固体燃料の破碎実験データより求め、これに基づくモデルを構築する。

爆風の被害の度合いは伝播する圧力波のピーク過圧と過圧インパルス爆心からの距離の関数として算出する。爆風を発生する推進薬に印加するエネルギーは、燃料破碎や粉塵・酸化剤の気化、タンク変形といった物理現象に分配されるが、そのときロスも生じる。分配のエネルギー効率は粉塵気化過程、酸化剤気化過程、タンク変形過程で不明となっており、この三つのエネルギー効率をパラメータとする。パラメータは、Wilton の既往研究[32] に記述されるハイブリッドロケット推進薬の圧力伝播特性のデータを再現できるように定める。そのために球対称圧縮性流体力学方程式と地面損失ソース項からなる支配方程式を記述し、それらを空間 5 次精度・時間 4 次精度の高精度流体解析プログラムを作成する。

このプログラムの健全性、特に論理エラーの有無を確認するには、衝撃波解析の理論値との合致、実在気体効果の NIST データとの合致の確認を実施する。

流体解析で得たピーク過圧 TNT 換算率を求める。TNT 換算率は Wilton の実験データを用いて求める。Wilton は、自身の実験データから TNT 換算率を求めるために、ペントライト爆薬を用いて爆破試験を実施し、その試験結果のピーク過圧・過圧インパルスを元に、TNT 換算率を求める従来方法である Hopkinson's scaling law を参考に TNT 換算率を算出した[32]。本研究では、複数の異なる種類の推進薬を評価する必要があることから、Hopkinson のような制約のない Sachs' scaling law に則って TNT 換算率を求め、保安距離の評価式を定める。

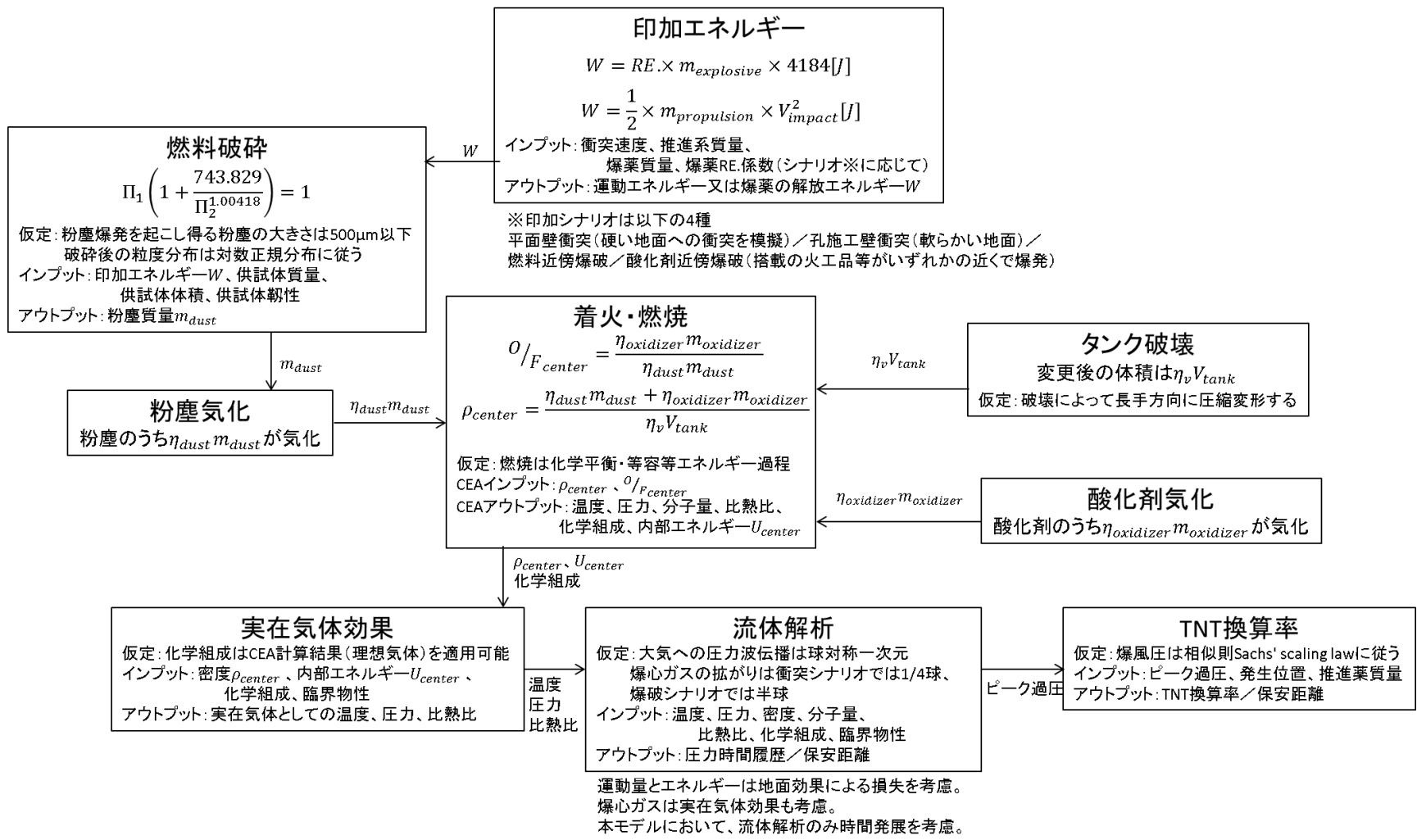


図 2.1 爆風に対する保安距離評価のための数理モデル

2.2 ハイブリッドロケットが爆発ハザードに至るシナリオ

シナリオは主に Wilton の試験[32]の実態を分析して推定する。ただし、文献[25-26]の成果である、固体ロケットや液体ロケットの衝突シナリオ（衝突試験状況の観察に基づく）を参考とする。Wilton の試験において、爆風による圧力変動の有効な測定値が得られたのは爆薬試験（試験コンフィギュレーション 2 種類）、衝突試験（同 2 種類）の 4 試験である。

2.2.1 衝突試験のシナリオ

以下のように推定する。

衝突試験の供試体である推進薬タンク（酸化剤 N_2O_4 が先頭、ノズル等の排気口は無い）が壁に衝突すると先端部から圧潰し、タンクの破壊と酸化剤の漏洩が開始する。

圧潰部位が燃料に到達すると、燃料が破壊されていくにつれて粉塵も発生する。このとき、衝突先の壁の形状（Flat か Deep hole）により、粉塵質量の大小が変化する。

酸化剤が漏洩したところへ燃料の粉塵が高速で混合し、そこへ衝突の熱エネルギーが加わる（あるいは酸化剤・粉塵両者の界面で自己着火が生じる）ことにより燃焼ガスが発生する。

この間、先端部が圧潰されて密閉状態になり、かつ燃焼ガスが発生することでタンク内圧力が急激に上昇していく。

タンク内圧力が破壊圧力を超えるとタンクが破裂し、燃焼ガスが拡がって、燃焼ガスは周囲の空気を動かすピストンのような役割を演じ、周囲の空気内を圧縮波が伝播する。

2.2.2 爆薬試験のシナリオ

以下のように推定する。

爆薬試験の供試体である推進薬タンクの上で爆薬が爆発すると、その衝撃波で、タンク上部からのタンクの破壊が開始する。

それと同時に固体燃料の破壊か、あるいは酸化剤の漏洩が開始するが、これは燃料・酸化剤のどちらがタンクの上部に充填されているかというコンフィギュレーションの違いによる。燃料は破壊と同時に粉塵も発生する。

酸化剤が上のコンフィギュレーションの場合、爆薬爆発による衝撃波は液体を通過することによって減衰しており、生成する粉塵質量が逆のコンフィギュレーションと比べて少なくなる。

漏洩した酸化剤と粉塵が混合し、そこへ爆薬の熱エネルギーが加わる（あるいは酸化剤・粉塵両者の界面で自己着火が生じる）ことにより燃焼ガスが発生する。

タンクの破壊箇所から燃焼ガスが拡がって、燃焼ガスは周囲の空気を動かすピストンの

ような役割を演じ、周囲の空気内を圧縮波が伝播する。

2.2.3 共通する物理現象とシナリオ

いずれのシナリオにも共通している物理現象を抽出し、時系列順に並べる。

- 推進系へのエネルギー印加
- 推進薬を保持するタンク類の破壊と酸化剤の漏洩・燃料の破砕
- 酸化剤と燃料粉塵の混合、混合気の着火・燃焼ガスの生成
- 燃焼ガスによる周囲の空気内の圧縮波の伝播

上記をハイブリッドロケットの爆風発生シナリオとする。各項目のモデル化について以下に述べる。

2.3 印加エネルギーのモデリング

2.3.1 火薬・爆薬による印加エネルギー

印加エネルギーを W で表す。火薬・爆薬によって推進系にエネルギーを印加する場合、 W は爆薬や火薬の解放エネルギーを用いて以下のように表される。

$$W = RE \times m_{\text{explosive}} \times 4184 [J] \quad (8)$$

ここで RE は使用する火薬・爆薬の RE 係数、 $m_{\text{explosive}}$ は使用する火薬・爆薬の質量[g]、定数 4184 はトリニトロトルエン (TNT 火薬) 1g の解放エネルギー[J]である。 RE 係数 (Relative Effectiveness factor) とは爆薬や火薬の解放エネルギーを換算するための係数で、爆薬・火薬の質量で TNT 火薬と比較して、その解放エネルギーを求めるのに用いられる。

2.3.2 高速衝突による印加エネルギー

高速衝突によって推進系にエネルギーを印加する場合、 W は以下のように衝突体の運動エネルギーによって表される。

$$W = \frac{1}{2} \times m_{\text{propulsion}} \times V_{\text{impact}}^2 [J] \quad (9)$$

$m_{\text{propulsion}}$ は推進系の質量[kg]、 V_{impact} は衝突速度[m/sec]である。

2.4 燃料破碎のモデリング

破碎試験に関する既往研究[36]の実験データを用いて、固体燃料の破碎に関する数理モデルを構築する。Kitagawaらは材質5種類・大きさ3種類、計15種類の供試体を、雷管などの爆薬類を用いて閉環境（密閉チャンバ）で破碎する試験を実施した。チャンバは内部体積が $\phi 480\text{mm} \times L655\text{mm}$ の円柱形である。材質はポリプロピレンPP、ポリメチルメタクリレートPMMA、ワックスFT-0070（日本精蠟株式会社）、低融点熱可塑性樹脂燃料LT#421およびLT#460[39]である。形状は円柱で、片方の平らな面に爆薬類を挿入するための孔が加工されている。円柱の大きさは $\phi 30\text{mm} \times L30\text{mm}$ 、 $\phi 40\text{mm} \times L40\text{mm}$ 、 $\phi 50\text{mm} \times L50\text{mm}$ である。爆薬量も試験パラメータである。使用した爆薬類は六号雷管とP-4爆薬で、雷管のみを使用する条件と、雷管に加えてP-4爆薬を0.5/1/2g使用する条件がある。試験は全42条件で、各1回ずつ実施した。破碎試験実施の様子を図2.4.1に示す。



(a) 試験前のチャンバ内・中心が供試体 (b) 試験後のチャンバ内・破碎された供試体

図 2.4.1 破碎試験の様子[36]

供試体は紙のテープでチャンバ内の中心付近に保持する。供試体の孔に6号電気雷管あるいは同雷管とP-4爆薬を挿入し、チャンバを密閉した上で爆薬類を爆破して燃料を破碎する。破碎の結果得られた破砕片は、試験実施毎に回収する。回収した試験片はテープ等の混在ゴミを除去し、ふるいに10分間かける。ふるいは目開き0.212mm、0.85mm、3.35mm、9.5mmの5等級である。ふるい等級毎に質量を測定し、粒度分布を得る。

その粒度分布をみると、供試体の材質・大きさ・爆薬量の違いによって、分布に変化が生じることがわかった。具体的には、一部例外があるものの、以下のような傾向があった。

- 比較的延的な材料では大きい破砕片の割合が高く、脆的な材料では逆に大きい破砕片の割合が低い。
- 比較的延的な材料では元の供試体のサイズが小さい程細かい破片が増えるが、脆的な材料では逆に供試体のサイズが小さい程細かい破片が減る。

➤ 火薬類の薬量が多い程、細かい破片の質量が増える。

本研究ではこのような傾向を表現するために、次元解析を用いて粉塵化における一般性のある法則の有無を探求する。

次元解析を行うにあたり、粉塵化現象を支配すると思われる物理量を選出する。ここでは粉塵の質量 m [M (質量の次元を表す)]が、供試体の質量 M [M]、靱性 K'_c [ML⁻¹T⁻² (Lは長さ、Tは時間の次元を表す)]、供試体体積 V_f [L³]、雷管およびP-4爆薬の解放エネルギー W [ML²T⁻²]の関数であると考え、すなわち、

$$m = f(M, K'_c, V_f, W) \quad (10)$$

式(10)において、物理量の総数 $n=5$ であり、 M 、 L 、 T の三つの基礎次元が使われているので、基礎次元数 $k=3$ 、よって、バッキンガムの Π 定理により、 $n-k=2$ 個の無次元量が存在することが分かる。これら二つの無次元数を Π_1 、 Π_2 とする。互いに独立な次元の三つの物理量として、供試体の質量 M 、靱性 K'_c 、雷管およびP-4爆薬のエネルギー W を選ぶと、無次元数 Π_1 、 Π_2 は以下のように表される。

$$\Pi_1 = M^{p_1} K_c'^{p_2} W^{p_3} m \quad (11)$$

$$\Pi_2 = M^{p_1} K_c'^{p_2} W^{p_3} V_f^{-1} \quad (12)$$

式(11)において Π_1 が無次元数となるためには

$$(p_1 \ p_2 \ p_3) = (-1 \ 0 \ 0) \quad (13)$$

式(12)において Π_2 が無次元数となるためには

$$(p_1 \ p_2 \ p_3) = (0 \ -1 \ 1) \quad (14)$$

従って以下の無次元数が得られる。

$$\Pi_1 = \frac{m}{M} \quad (15)$$

$$\Pi_2 = \frac{W}{K'_c V_f} \quad (16)$$

¹ 靱性は単位体積の物質が破壊するまでに吸収し得るエネルギーで、破断試験において得られる破断歪みと破断応力の積や、応力歪み曲線の積分値を用いて評価される[40]。

Π_1 は細粒と供試体の質量比、 Π_2 は供試体への印加エネルギーと破壊するまでに吸収できるエネルギーの比である。

本研究では、粉塵質量 m を、粉塵爆発を発生し得るような大きさ以下の破砕片の質量とする。既往の調査で、一般に粉塵爆発を発生し得る粉塵の大きさ（小ささ）は $500\mu\text{m}$ からとされている[37-38]。これは過去に粉塵爆発実験データを積み重ねてきた上での経験則である。例えば炭化水素材料の一つであるポリ塩化ビニルでは、粉塵爆発を発生するには $420\mu\text{m}$ 以下であることが必要である[38]。そこで本研究では、 $500\mu\text{m}$ 以下の質量を粉塵質量とする。ここからは、その $500\mu\text{m}$ 以下の質量を求めていく。

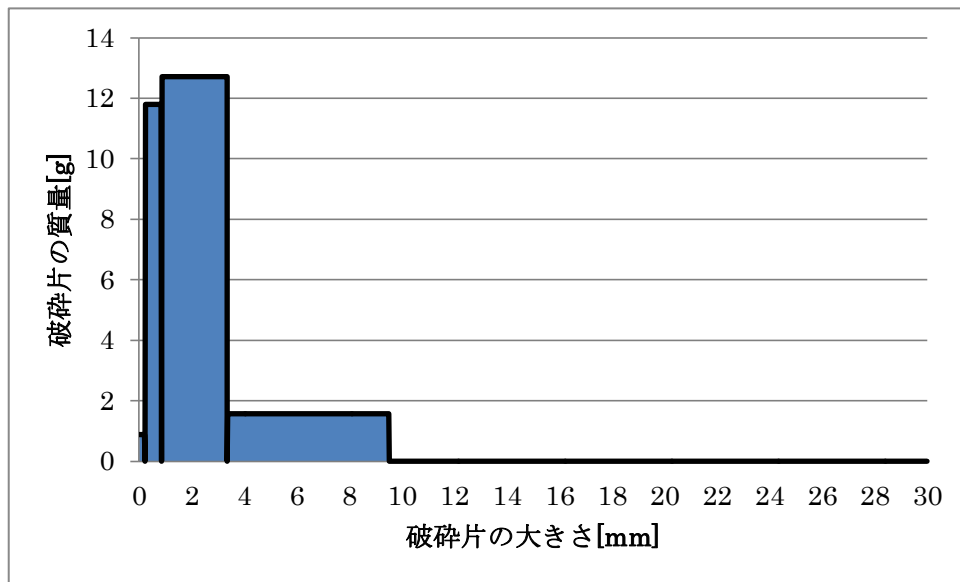


図 2.4.2 破砕試験結果の一例 (粒度分布)

図 2.4.2 は破砕試験の結果得られた粒度分布の一例である。棒グラフが各区間の総質量を示している。このような粒度分布は対数正規分布によって良く表されることがわかっている[41]。確率変数を粒子の大きさ d とすると、対数正規分布 $f(d)$ は

$$f(d) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma d} \exp\left[-\frac{(\ln d - \mu)^2}{2\sigma^2}\right] \quad (17)$$

σ 、 μ は対数正規分布のパラメータである。累積分布 $F_c(d)$ は対数正規分布の積分であり

$$F_c(d) = \int_0^d f(x) dx \quad (18)$$

大きさが $500\mu\text{m}$ 以下である破砕片の質量を対数正規分布の累積分布から計算する。累積の割合は破砕片の質量に基づいて算出する。図 2.4.2 の粒度分布で累積の割合を算出した例を表 2.4.1 に示す。その割合を $c_1 \sim c_5$ と名付ける。

表 2.4.1 粒度分布 (図 2.4.2) の累積割合

破砕片の大きさ [mm]	破砕片の質量 [g]	累積質量 [g]	累積の割合 [-]	
<0.212	0.88	0.88	0.03	c_1
<0.85	11.80	12.68	0.47	c_2
<3.35	12.72	25.40	0.94	c_3
<9.5	1.57	26.97	1.00	c_4
9.5<	0	26.97	1.00	c_5

この $c_1 \sim c_5$ と式(18)で計算できる累積分布 $F_c(d)$ との誤差を表す $E_r(\sigma, \mu)$ が最小になるような σ と μ を収束計算で求め、累積分布と対数正規分布を決定する。ここでの計算は、Mathematica (Version 8.0) [42]の Minimize 関数を用いて行う。

$$E_r(\sigma, \mu) = \{F_c(0.212, \sigma, \mu) - c_1\}^2 + \{F_c(0.85, \sigma, \mu) - c_2\}^2 + \{F_c(3.35, \sigma, \mu) - c_3\}^2 + \{F_c(9.95, \sigma, \mu) - c_4\}^2 + \{F_c(30, \sigma, \mu) - c_5\}^2 \quad (19)$$

このように粒度分布の対数正規分布を求めると、図 2.4.2 に対して図 2.4.3 が得られる。

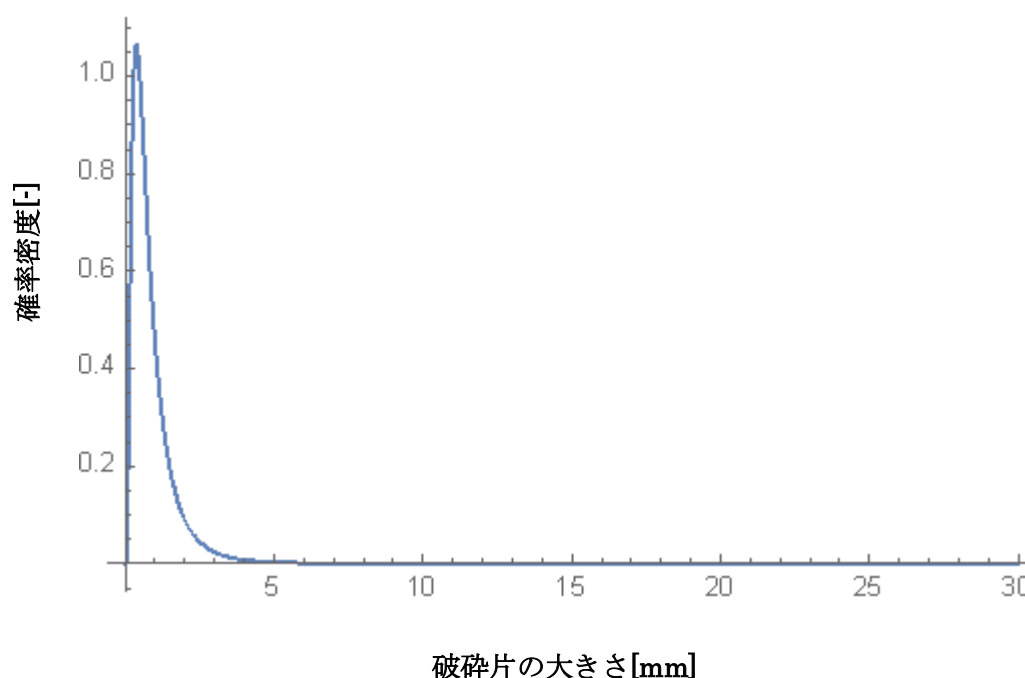


図 2.4.3 粒度分布 (図 2.4.2) の対数正規分布

累積分布が決まると、以下の式で粉塵質量 (大きさ $500 \mu\text{m}$ 以下の破砕片質量) を求められる。

$$m = M \times F_c(0.5) \quad (20)$$

このように各試験で求めた m やその他の値を Π_1 、 Π_2 に代入すると、図 2.4.4 を得る。

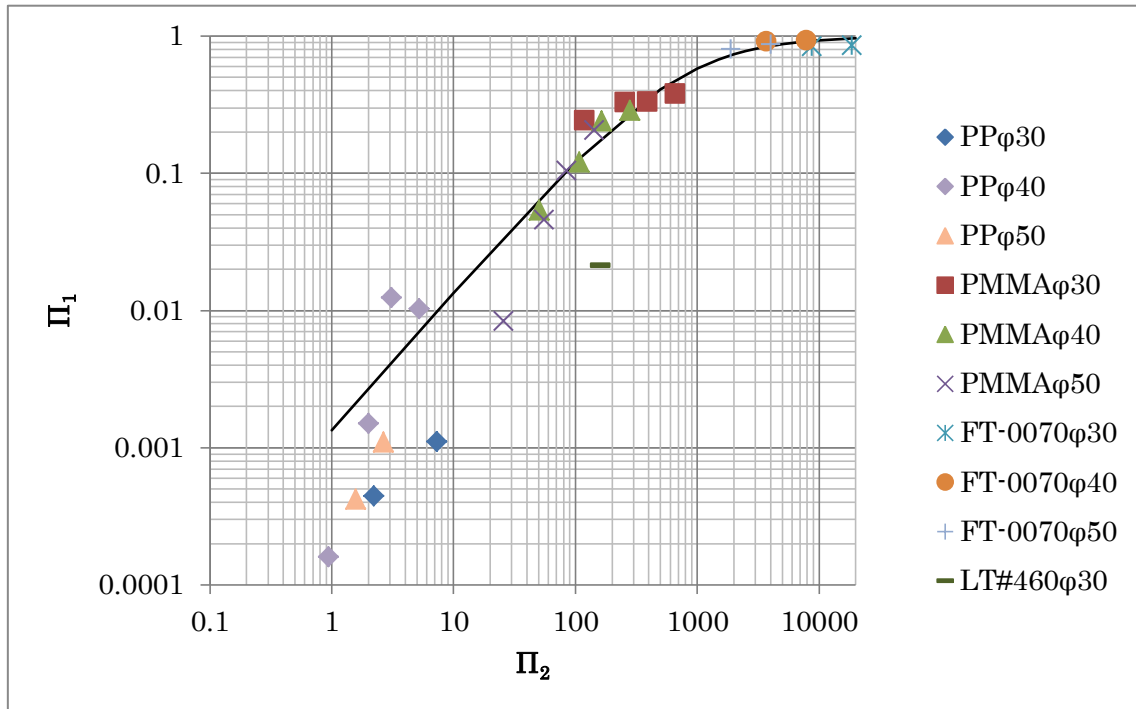


図 2.4.4 燃料破砕モデル

図中の黒細線は以下の条件を与えて得たデータの回帰曲線である。回帰関数は前出の Mathematica の Minimize 関数を使用して求める。

$$\begin{aligned}
 & \Pi_2 \rightarrow 0 \text{ のとき } \Pi_1 \rightarrow 0 \\
 & \Pi_2 \rightarrow \infty \text{ のとき } \Pi_1 \rightarrow 1 \\
 & \Pi_1 \left(1 + \frac{743.829}{\Pi_2^{1.00418}} \right) = 1 \quad (21)
 \end{aligned}$$

固体燃料の材質・質量が決まれば、式(21)によって印加エネルギー W に対する固体燃料の粉塵質量 m を求めることができる[43]。以上のモデル策定に使用したデータを補遺 A に示す。

2.5 可燃性粉塵雰囲気形成のモデリング

タンクの破壊にかかる時間を $\Delta t_{\text{tank failure}}$ 、可燃性粉塵混合物の形成にかかる時間を $\Delta t_{\text{formation}}$ 、可燃性粉塵混合物の着火遅れ時間を Δt_{ig} 、燃焼終了時間を Δt_{burn} で表す。本研究ではそれぞれの時間について以下の理想化を行う。

$$\Delta t_{\text{tank_failure}} \approx \Delta t_{\text{formation}} \approx \Delta t_{\text{ig}} \approx \Delta t_{\text{burn}} \approx 0 \quad (22)$$

次に、粉塵は体積 V_p [m³]の球（半径 r_p [m]）とし、粉塵の表面温度を T_{ps} [K]、粉塵周囲のガスの温度を T_g [K]とし、粉塵がガスから熱を受けるとき、粉塵の温度 T_p の変化は以下の式による。

$$\frac{d}{dt} \sigma_p C_p \int_0^{V_p} T_p dV = 4\pi r_p^2 h (T_g - T_{ps}) [W] \quad (23)$$

ここで、 h [W/m²/K]は熱伝達率、 C_p [J/kg/K]は粉塵の比熱、 σ_p [kg/m³]は粉塵の真密度である。

本研究では、粉塵が十分小さいので粉塵内の温度分布は瞬時に一様となり、同時に周囲の気体の温度に馴染むという理想化を行う。即ち、

$$T_p = T_{ps} = T_g \quad (24)$$

このとき、粉塵の気化は反応律速となり、アレニウスプロットに従う。文献[44]を参考にすると、粉塵の表面からの後退速度 u_b [m/sec]は以下のように考えられる。

$$u_b \propto A \exp\left(-\frac{E_a}{RT_{ps}}\right) \quad (25)$$

A はアレニウスプロットのパラメータ、 E_a [J/mol]は活性化エネルギーである。一方、一つの粉塵が気化するのに要する時間 $\Delta t_{\text{gasification}}$ は以下の式による。

$$\Delta t_{\text{gasification}} = \frac{\frac{4}{3}\pi r_p^3 \sigma_p}{4\pi r_p^2 u_b} = \frac{\sigma_p r_p}{3u_b} \quad (26)$$

本研究では、粉塵が十分小さい（(26)式右辺の $r_p \rightarrow 0$ ）ために粉塵の気化に要する時間も十分小さい（(26)式左辺 $\rightarrow 0$ ）という理想化を行う。つまり $\Delta t_{\text{gasification}}$ は以下である。

$$\Delta t_{\text{gasification}} \approx 0 \quad (27)$$

2.6 燃焼現象のモデリング

全印加エネルギーを W とする。印加エネルギーが全て、燃料の破碎、破碎された燃料の気化、酸化剤の気化、タンクの圧縮変形、着火、爆心の膨張に用いられ、それ以外には用いられないような場合には、次の式が成り立つ。

$$W = W_{fg} + W_{fv} + W_{ov} + W_t + W_{ig} + W_e \quad (28)$$

ここで W_{fg} は燃料の破碎に要するエネルギー、 W_{fv} は粉塵の気化に要するエネルギー、 W_{ov} は酸化剤の気化に要するエネルギー、 W_t はタンクの変形に要するエネルギー、 W_{ig} は混合気の着火に要するエネルギー、 W_e は爆心が周囲大気にする仕事である。実際にはエネルギーロス W_{loss} が存在し、式(28)は以下になる。

$$W - W_{loss} = W_{fg} + W_{fv} + W_{ov} + W_t + W_{ig} + W_e \quad (29)$$

あるいは、外部仕事を除く全過程についてのエネルギー効率を η とにおいて

$$W - W_{loss} - W_e = \eta(W - W_e) = \eta_{fg}W_{fg} + \eta_{dust}W_{fv} + \eta_{oxidizer}W_{ov} + \eta_{tank}W_t + \eta_{ig}W_{ig} \quad (30)$$

このように、燃料破碎過程、粉塵気化過程、酸化剤気化過程、タンク変形過程、着火過程において、それぞれの効率、 η_{fg} 、 η_{dust} 、 $\eta_{oxidizer}$ 、 η_{tank} 、 η_{ig} を考えなければならない。

ただし、燃料の破碎に要するエネルギー W_{fg} は以下のように定まる。式(21)から粉塵質量 m_{dust} が定まり (2.4 項において粉塵質量は m としてきたが、これ以降、識別のため m_{dust} とする)、燃料の真密度 σ_{fuel} から、粉塵分の体積 V_{dust} が定まる。これと燃料の靱性 K'_c から、

$$W_{fg} = K'_c V_{dust} \quad (31)$$

$$V_{dust} = \frac{m_{dust}}{\sigma_{fuel}} \quad (32)$$

このように、燃料破碎過程におけるエネルギー効率は、相関式(21)によって内的に導入されているので、改めて陽に定義する必要はない。また、Wilton の実験の供試体には全て N_2H_4 と N_2O_4 が共存しており、これは自燃の組合せであって接触混合するだけで自発的に発火するので[45]、ここでは W_{ig} はゼロとする。

しかし、粉塵気化過程、酸化剤気化過程、タンク変形過程においては、これらのエネルギー効率は不明である。以上を式(30)に反映すると、次の関係が成り立つ。

$$\eta(W - W_{fg} - W_e) = \eta_{dust}W_{fv} + \eta_{oxidizer}W_{ov} + \eta_{tank}W_t \quad (33)$$

これらのエネルギー効率 η_{dust} 、 $\eta_{oxidizer}$ 、 η_{tank} は、試験形態に依存するものとする。

次に、個々のエネルギーについて考える。粉塵の気化エネルギーは、粉塵物質の気化熱を h_{dust} とすると、以下である。

$$W_{fv} = m_{dust} h_{dust} \quad (34)$$

同様に酸化剤の気化エネルギーは以下である。

$$W_{ov} = m_{oxidizer} h_{oxidizer} \quad (35)$$

タンク変形のエネルギーは、タンクの靱性を K'_{c_tank} とし、タンク構成材の体積（タンク容積ではない）を V_{tank_s} とすれば

$$W_t = K'_{c_tank} V_{tank_s} \quad (36)$$

これらを用いると、式(33)は以下となる。

$$\eta(W - W_{fg} - W_e) = \eta_{dust} m_{dust} h_{dust} + \eta_{oxidizer} m_{oxidizer} h_{oxidizer} + \eta_{tank} K'_{c_tank} V_{tank_s} \quad (37)$$

$\eta_{tank} V_{tank_s}$ は、変形(破壊)する分のタンク構成材体積を表す。ここで、タンクの全長を L として、タンクの破壊を全長方向に $\eta_{tank} L$ 縮むと理想化して考える。すると、残ったタンクの容積 V'_{tank} は、元の容積を V_{tank} として、以下となる。

$$V'_{tank} = (1 - \eta_{tank}) \frac{\pi}{4} D_i^2 L = \eta_v \frac{\pi}{4} D_i^2 L = \eta_v V_{tank} \quad (38)$$

ただし D_i はタンクの内径である。

次の章で η_{dust} 、 $\eta_{oxidizer}$ 、 $\eta_v (= 1 - \eta_{tank})$ の同定を行う。そのとき、式(37)左辺の η が $0 \leq \eta \leq 1$ を満たすことが η_{dust} 、 $\eta_{oxidizer}$ 、 η_v の制約となる。なお、以下のように定めておく。

$$\begin{aligned} m_{dust_ef} &= \eta_{dust} m_{dust} \\ m_{oxidizer_ef} &= \eta_{oxidizer} m_{oxidizer} \end{aligned} \quad (39)$$

爆心の状態はCEA化学平衡計算[46]をもって定める。CEA化学平衡計算では等圧等エンタルピー計算、等容等エネルギー計算など複数の問題設定が可能である。ここでは、式(22)と(27)から、爆心における全ての現象が同時に起きるものと理想化しているので、反応物の反応は等容等エネルギー過程に従うものとする。CEAにおいて等容等エネルギー計算を実施するには反応物のO/Fと密度、組成(weight%)、温度の指定が必要である。

爆心のO/Fを O/F_{center} 、密度を ρ_{center} とすると、それぞれは以下になる。

$$O/F_{center} = \frac{m_{oxidizer_ef}}{m_{dust_ef}} \quad (40)$$

$$\rho_{center} = \frac{m_{dust_ef} + m_{oxidizer_ef}}{V_{tank_ef}} \quad (41)$$

$$V_{tank_ef} = \eta_v V_{tank} \quad (42)$$

以上のインプットを用いて等容等エネルギー計算を実施すると、結果として爆心（燃焼ガス）の圧力 p_{center} 、温度 T_{center} 、分子量 W_{center} 、比熱比 γ_{center} 、内部エネルギー U_{center} とガスの化学組成が得られる。

2.7 大気中への圧力伝播のモデリング

爆心の拡がりによる大気中への圧力伝播は、二流体非定常圧縮性流体力学の基礎方程式に支配される。取り扱う流体は爆心における反応物からなる高温高压の気体と周囲の大気（空気）の2種類である。爆心における気体の状態・化学組成は2.6項におけるNASA/CEAのuv計算結果を用いる。

空間次元は球対称次元とすることにより、パラメータフィッティングに必要な多数ケースのシミュレーションを可能にする。

今、方位角方向に対称で、かつ両偏角方向の速度成分 $u_\theta = u_\phi = 0$ を前提とする2流体圧縮性非定常球対称次元の流体力学方程式系は以下で表される。

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{1}{r^2} \frac{\partial (r^2 \rho u_r)}{\partial r} = 0 \quad (43)$$

$$\frac{\partial \rho u_r}{\partial t} + \frac{1}{r^2} \frac{\partial (r^2 \rho u_r u_r)}{\partial r} = -\frac{\partial p}{\partial r} + LOSS_{mom} \quad (44)$$

$$\frac{\partial \rho E}{\partial t} + \frac{1}{r^2} \frac{\partial (r^2 \rho H u_r)}{\partial r} = LOSS_{heat} \quad (45)$$

$$\frac{\partial \rho Y}{\partial t} + \frac{1}{r^2} \frac{\partial (r^2 \rho Y u_r)}{\partial r} = 0 \quad (46)$$

ただし、 ρ [kg/m³]は混合気密度、 r [m]は半径方向の距離、 u_r [m/sec]は半径方向の混合気速度、 p [Pa]は混合気圧力、 $Loss_{mom}$ [N/m³]は地面表面積に働く摩擦による単位体積あたりの運動量損失、 $Loss_{heat}$ [W/m³]は地面表面積への熱流による単位体積あたりのエネルギー損失、 E [J/kg]は混合気全エネルギー、 H [J/kg]は混合気全エンタルピーである。また、 Y は混合気における爆心気体の質量分率[-]である。

$$Y = \frac{m_{center}}{m_{center} + m_{air}} \quad (47)$$

$V_{inspection}[\text{m}^3]$ を検査ボリューム、 $dS[\text{m}^2]$ を地面表面積素とすると、それぞれは以下である。

$$V_{inspection} = \int_{-\pi}^{\pi} \left(\int_0^{\pi} r^2 dr \sin\theta d\theta \right) d\phi = 4\pi r^2 dr \quad (48)$$

$$dS = \int_{-\pi}^{\pi} (r dr) d\phi = 2\pi r dr \quad (49)$$

これらを使って式(44-45)右辺の Loss 項を求める。

$df_G[\text{N}]$ を地面表面積素に働く表面摩擦力、 $\dot{q}[\text{W}/\text{m}^2]$ を混合気から地面への熱流束（熱損失）とする。

流れの動圧と平板上の表面摩擦係数 C_f を用いると df_G は以下である。

$$df_G = \frac{1}{2} \rho u_r^2 C_f \times 2\pi r dr \quad (50)$$

df_G を単位体積あたりにすると、 $Loss_{mom}$ は以下である。

$$Loss_{mom} = \frac{1}{4r} \rho u_r^2 C_f \quad (51)$$

次に、 $T_r[\text{K}]$ を回復温度とすると、熱流束 \dot{q} は以下である。

$$\dot{q} = h(T_r - T_{ground}) \quad (52)$$

この熱流束は地面表面積への熱伝達である。かつこれを単位体積あたりにすると、 $Loss_{heat}$ は以下である。

$$Loss_{heat} = \frac{1}{2r} h(T_r - T_{ground}) \quad (53)$$

ただし C_f と h は平板上の値を、層流と乱流で使い分ける。この際局所 Reynolds 数は風上側で気体速度がゼロとなる位置からの距離を用いて評価する。したがって、この距離が小さくなる場合などRe数が小さくなることも起きる。Re数が極めて小さい場合には、連続流のモデルは発散し破綻する。現実には、このような場合、希薄気体効果が顕著となって、有限の摩擦あるいは熱伝達となる。

流れが層流のとき、レイノルズ数をReと表すと C_f は以下になる[47]。 $Re \leq 5 \times 10^5$ のとき

$$C_f = \frac{1.328}{\sqrt{Re}} \quad (54)$$

流れが乱流のときは以下になる[48]。 $5 \times 10^6 < Re$ のとき

$$C_f = \frac{0.455}{(\log_{10} Re)^{2.58}} \quad (55)$$

遷移領域ではブリッジした C_f を用いる[49]。 $5 \times 10^5 < Re \leq 5 \times 10^6$ のとき

$$C_f = \frac{0.455}{(\log_{10} Re)^{2.58}} - \frac{1700}{Re} \quad (56)$$

C_f を図 2.7 に示す。

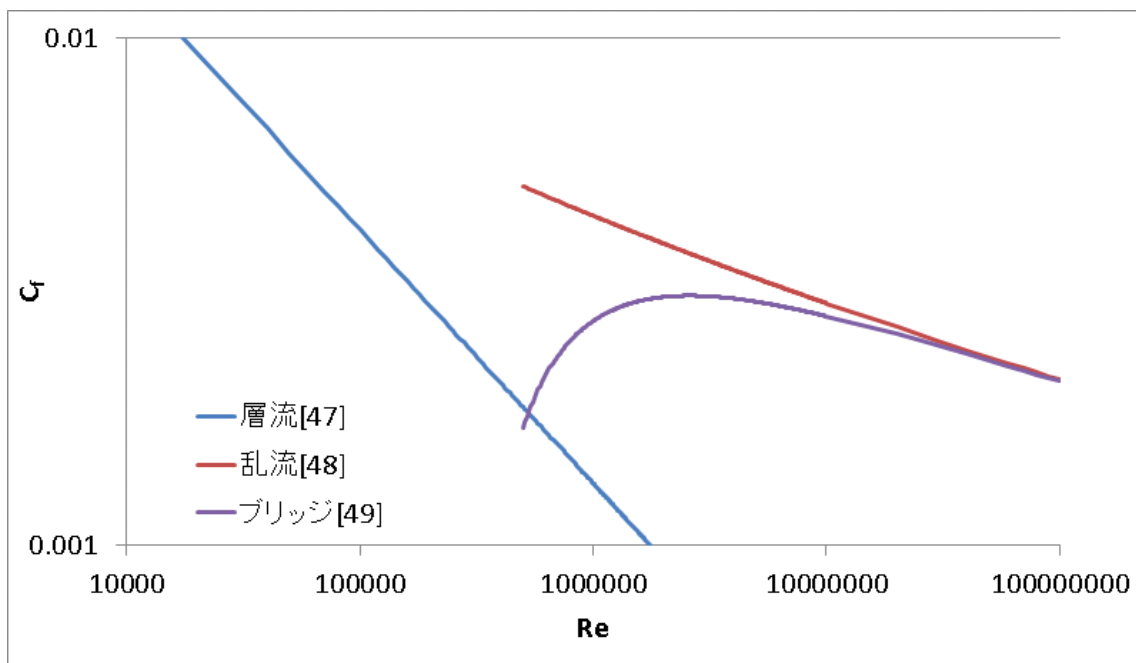


図 2.7 層流～遷移～乱流域の Re に対する表面摩擦係数 C_f の変化

Re が微小な場合の、 C_f の上限としては自由分子流・拡散反射における C_f を用いて評価する[50]。

$$C_{f_limit} = \frac{1}{u_r} \sqrt{\frac{2p}{\pi\rho}} \quad (57)$$

次に平板層流熱伝達率は以下である[51]。 $Re \leq 5 \times 10^5$ のとき

$$h = 0.332Pr^{1/3}Re^{1/2}\frac{\lambda}{L} \quad (58)$$

平板乱流熱伝達率は以下である[51]。 $5 \times 10^5 < Re$ のとき

$$h = 0.0296Pr^{1/3}Re^{4/5}\frac{\lambda}{L} \quad (59)$$

ただし、 λ [W/m/K]は熱伝導率、 L [m]は代表長である（レイノルズ数を算出するときにも用いる）。 Pr はプラントル数である。

熱流束 \dot{q} に関する上限は、自由分子流・拡散反射における \dot{q} を用いて評価する[50]。

$$\dot{q} = \sqrt{\frac{RT}{8\pi}} \left[\frac{\gamma+1}{\gamma-1} p \left(1 - \frac{T_r}{T} \right) + \rho u_r^2 \right] \quad (60)$$

次に、爆心と大気との境界は以下で与える。境界 r_0 [m]は V_{tank_ef} [m³]から求める。

爆心が全球の場合（空中爆発が該当）の境界 r_0 は以下である。

$$r_0 = \sqrt[3]{\frac{3V_{tank_ef}}{4\pi}} \quad (61)$$

爆心が半球の場合（地上爆発が該当）の境界 r_0 は以下である。

$$r_0 = \sqrt[3]{\frac{3V_{tank_ef}}{2\pi}} \quad (62)$$

爆心が四分球の場合（地上の壁に衝突して発生した爆発が該当）の境界 r_0 は以下である。

$$r_0 = \sqrt[3]{\frac{3V_{tank_ef}}{\pi}} \quad (63)$$

流体力学方程式(43-46)を有限体積法、Van-Leer 対流項数値流束[52]、セル界面の両側の物理量を WENO-Z[53]による5次精度再構築法、4次精度 Runge-Kutta-Gill 陽的時間積分法を用いて離散化する。与えられた初期状態からの時間発展シミュレーションを実施し、

指定の地点 x_1, x_2, \dots での圧力時間履歴 $p(x_1, t), p(x_2, t) \dots$ を評価し、ピーク過圧 p_{over} と過圧インパルス I_{over} を算出する。ここでの過圧インパルスとは、図 1.3 に示したように、大気圧 p_{air} に対する過圧分と時間 t の積分で、その時間間隔は、圧力波が測定位置に到達 ($t = t_1$) してから過圧が 0 に戻る ($t = t_2$) までである。 $T = t_2 - t_1$ である。

$$p_{over}(x_1) = MAX\{p(x_1, t)\} - p_{air} \quad (64)$$

$$I_{over}(x_1) = \int_{t_1}^{t_2} \{p(x_1, t) - p_{air}\} dt \quad (65)$$

このアウトプットによって保安距離を評価することが既に可能である。すなわちピーク過圧 p_{over} が許容できる値以下になる位置 x をもって保安距離とすればよいことになる。しかしながら本研究では Wilton の成果との比較も行うため、Wilton の先行研究にならって、TNT 換算率を用いる方法についても検討する。

2.8 実在気体効果

気体の状態が超臨界領域にあり、実在気体効果を考慮する場合は、理想気体の状態方程式にかわり以下の関係を用いる[54]。

$$\frac{p}{p_c} = \sum_{j=1}^4 T_r^{j-2} \sum_{i=1}^6 B_{ij} \rho_r^{i-2}$$

$$T_r = \frac{T}{T_c}$$

$$\rho_r = \frac{\rho}{\rho_c} \quad (66)$$

ただし p_c は気体の臨界圧力、 T_c は気体の臨界温度、 ρ_c は気体の臨界密度である。また B_{ij} は、気体の偏心因子および臨界圧縮係数から定められる 24 個の係数である。

実在気体のエンタルピー H は以下である。

$$\frac{H-H_0}{RT} = Z_c \int_0^{\rho_r} \left[\frac{p}{T_r} - \left(\frac{\partial p}{\partial T_r} \right)_{\rho_r} \right] \frac{d\rho_r}{\rho_r^2} + Z_c \frac{p}{\rho_r T_r} - 1 \quad (67)$$

ただし、 H_0 は理想気体のエンタルピー、 R は気体定数、 Z_c は臨界圧縮係数である。

$$Z_c = \frac{p_c}{\rho_c R T_c} \quad (68)$$

また高密度気体の粘性係数は以下である[55]。

$$\frac{\mu}{\mu^0} = 1 + (1 - 0.45q) \frac{Ap_r^{1.5}}{Bp_r + (1 + Cp_r^D)^{-1}}$$

$$A = \frac{1.9824 \times 10^{-3}}{T_r} \exp(5.2683T_r^{-0.5767})$$

$$B = A(1.6552T_r - 1.2760)$$

$$C = \frac{0.1319}{T_r} \exp(3.7035T_r^{-79.8678})$$

$$D = \frac{2.9496}{T_r} \exp(2.9190T_r^{-16.6169})$$

$$q = \frac{668p_c}{T_c^2} \phi_p^2 \quad (69)$$

ただし ϕ_p は双極子能率である。 μ^0 は1atmにおける粘性係数である。また p_r 、 T_r は式(66)の定義に従う。以上のように作成したプログラムを補遺 B に示す。

2.9 流体解析プログラムの健全性

2.7、2.8 項で作成したプログラムの健全性を確認する。初めに、コンパイルおよび実行上のエラーは問題ない。次に論理エラーについて、まずは x 方向1次元衝撃波解析を実施し、理論値との合致を確認する。文献[56]を参考として、解析の条件を文献[56]に合わせ、解析結果を比較する。計算領域の中央に仕切りを設置して左右に比熱比 1.4 の流体を置き、時刻 0 で仕切りを取り除くという解析である。ただし初期値は仕切り左の密度 $\rho = 1$ 、圧力 $p = 1$ 、速度 $u = 0$ 、仕切り右の密度 $\rho = 0.125$ 、圧力 $p = 0.1$ 、速度 $u = 0$ である。

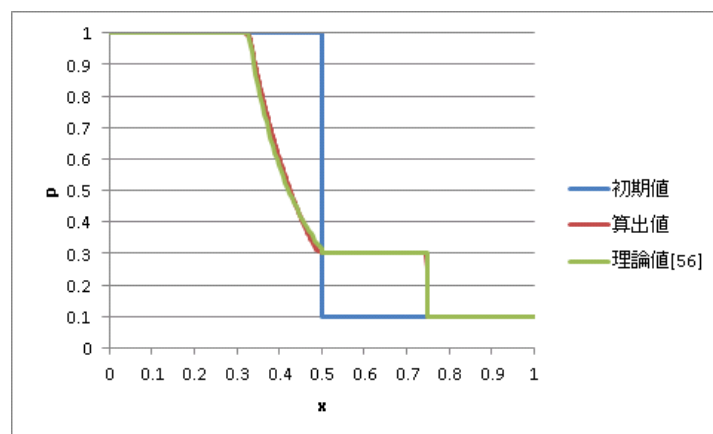


図 2.9.1 衝撃波解析 (t=0.14154sec)

算出値が理論値にほぼ一致していることがわかる。

次に実在効果による超臨界物性の出力と NIST データ [57] を比較する。

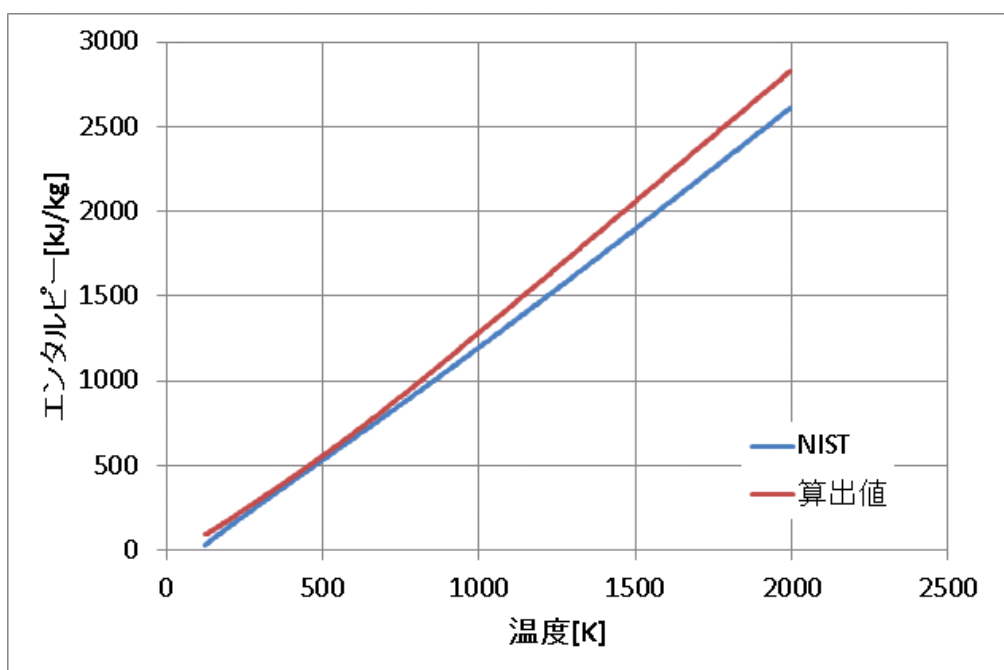


図 2.9.2 超臨界エンタルピーの算出値と NIST データ[57]の比較 (窒素、密度 312kg/m³)

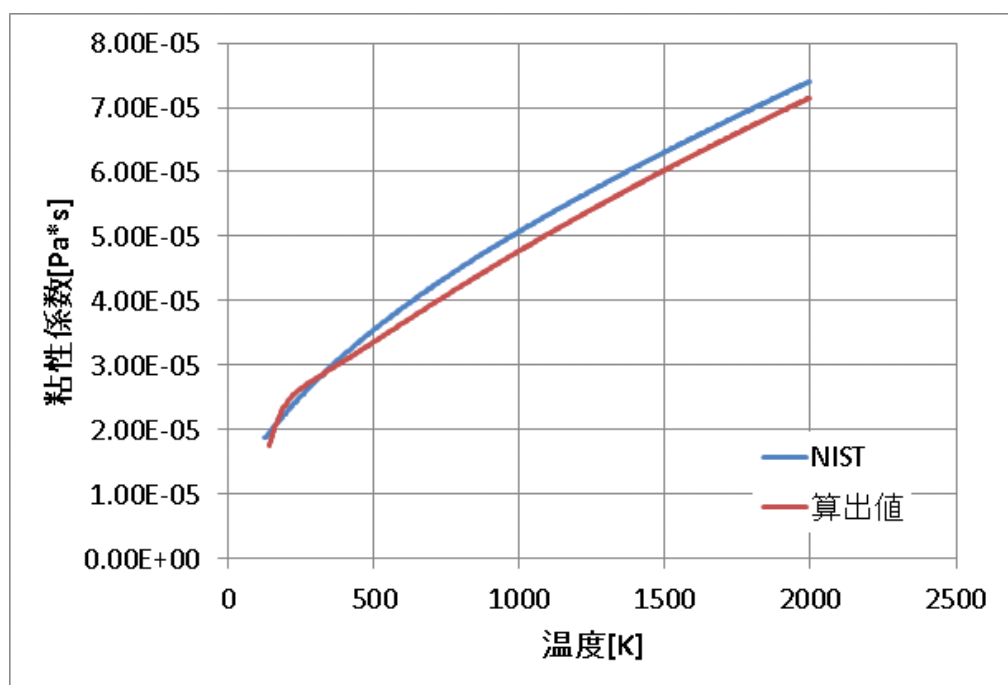


図 2.9.3 超臨界粘性係数の算出値と NIST データ[57]の比較 (窒素、密度 312kg/m³)

NIST データに近い解析値が得られていることがわかる。相対誤差は 2000K において、エンタルピーで約 5%、粘性係数で約 3%である。

次に混合気に対する比較を行う。例として N₂5%、O₂35%、CO₂60% (モル分率) の混合

気について比較する。なお、以下の混合則に従う [55]。混合気のエントルピー H 、化学種 i のエントルピー H_i 、化学種 i のモル分率 x_i 、混合気の粘性係数 μ 、化学種 i の粘性係数 μ_i 、化学種 i の分子量 W_i である。

$$H = \sum(H_i \times x_i) \quad (70)$$

$$\mu = \sum(\mu_i \times x_i) / \Phi_i \quad (71)$$

$$\Phi_i = \sum x_j \times \frac{\left\{ 1 + \left(\frac{\mu_i}{\mu_j}\right)^{0.5} \left(\frac{W_j}{W_i}\right)^{0.25} \right\}^2}{\left\{ 8 \times \left(1 + \frac{W_i}{W_j}\right) \right\}^{0.5}}$$

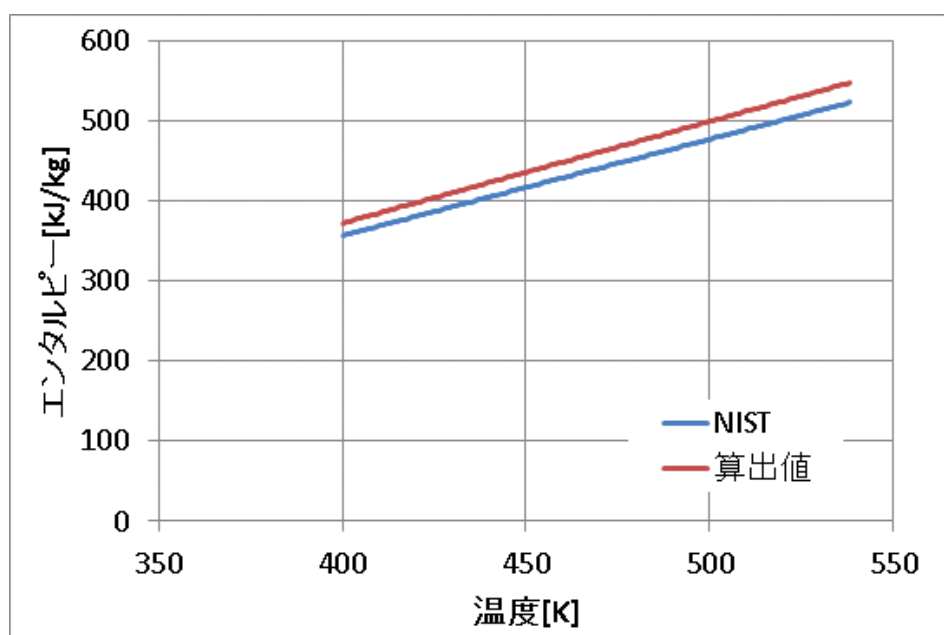


図 2.9.4 超臨界エンタルピーの算出値と NIST データ [57] の比較 (混合気)

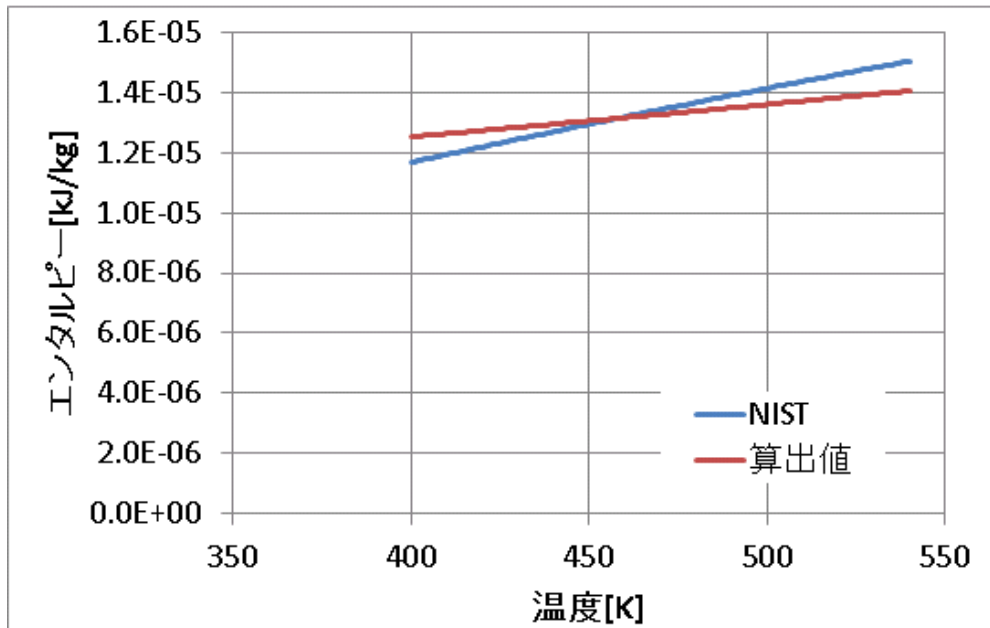


図 2.9.5 超臨界粘性係数の算出値と NIST データ[57]の比較 (混合気)

このとき相対誤差は 400K においてエンタルピーで約 5%、粘性係数で約 7%である。

以上の衝撃波解と実在効果の誤差は、数%内に収まっていることから、プログラムの健全性を確認したとする。

2.10 TNT 換算率と爆風保安距離評価式

流体解析の結果得られたピーク過圧から TNT 換算率を求める。ここでは大気圧下の現象を取り扱うものとする。本研究で採用する Sachs' scaling law の爆風圧の相似則は 1.3 項式 (6-7)を再掲して

$$\frac{p_{over}}{p_{air}} = C \times Z^n = C \times \left(\frac{Rp_{air}^{1/3}}{W^{1/3}} \right)^n$$

$$Z = Rp_{air}^{1/3} W^{-1/3} [-] \quad (6-7) \cdot \text{再掲}$$

また(7)式途中の式変形より

$$W = T_e w_p \Delta H \quad (72)$$

これらの式を用いて、TNT 換算率 T_e および換算距離 Z についての式を以下のように得る。

$$Z = \left(\frac{p_{over}}{C \times p_{air}} \right)^{1/n} \quad (73)$$

$$T_e = \frac{p_{air}}{w_p \Delta H} R^3 \left(\frac{p_{over}}{C \times p_{air}} \right)^{-3/n} \quad (74)$$

p_{air} と ΔH は既定の一定値である。従って式(74)より TNT 換算率 T_e は推進薬質量 w_p 、および流体解析のよって求められるピーク過圧 p_{over} とその発生位置 R の関数である。また C 、 n は本研究で実施する流体解析に合わせて設定する。

なお、Wilton と違って TNT 換算率の計算に過圧インパルスを用いないのは、Sachs' scaling law における過圧インパルスの換算ができないためである。つまり Sachs のインパルスにおいては、先述の p_{over}/p_{air} のかわりに $I \times a_{air}/p_{air}^{2/3}/W^{1/3}$ を用いる。ピーク過圧さえ測定すれば計算できた p_{over}/p_{air} とは異なり、TNT 換算率が未知の推進薬では W が未知のため、たとえ過圧インパルスを得ても、 $I \times a_{air}/p_{air}^{2/3}/W^{1/3}$ を計算できない。

次に TNT 換算率 T_e を使って保安距離を求める。本研究では、保安距離も、TNT 換算率と同様、Sachs' scaling law に則って求めるものとする。ここでは区別のため換算距離 Z_{sf} 、保安距離 R_{sf} を使って

$$R_{sf} = Z_{sf} p_{air}^{-1/3} (T_e w_p \Delta H)^{1/3} \quad (75)$$

$$Z_{sf} = \left(\frac{p_{sf}}{C \times p_{air}} \right)^{1/n} \quad (76)$$

ただし p_{sf} は許容できる範囲の値のピーク過圧値である。従って Z_{sf} は固定値となるので、式(75)のうち TNT 換算率 T_e と推進薬質量 w_p 以外は全て固定値となる。

なお p_{sf} には既存の指標が存在し、例えば 34.5kPa 以上で家屋が全壊するというように整理されている[58]。文献[58]では 2.07kPa が安全限界（この値以下では 0.95 の確率で大きな被害はない）とされており、安全評価基準[5]の 1.073kPa や 1.379kPa は安全限界以下ということになる。

2.11 第 2 章のまとめ

- 非爆発性のハイブリッドロケットが爆発ハザードを発生するシナリオには平面壁衝突・孔施工壁衝突・燃料近傍爆破・酸化剤近傍爆破があり、共通する物理現象は以下である。

- 推進系へのエネルギー印加
- 推進薬を保持するタンク類の破壊と酸化剤の漏洩・燃料の破碎
- 酸化剤と燃料粉塵の混合、混合気の着火・燃焼ガスの生成
- 燃焼ガスによる周囲の空気内の圧縮波の伝播

- 既往研究成果を用いて作成した燃料破碎モデルは以下である。ただし破砕片の大きさ $500 \mu\text{m}$ 以下を粉塵とする。

$$\begin{aligned} & \Pi_2 \rightarrow 0 \text{ のとき } \Pi_1 \rightarrow 0 \\ & \Pi_2 \rightarrow \infty \text{ のとき } \Pi_1 \rightarrow 1 \\ & \Pi_1 \left(1 + \frac{743.829}{\Pi_2^{1.00418}} \right) = 1 \end{aligned} \quad (21)$$

- 試験形態に依存するエネルギー効率である η_{dust} 、 $\eta_{oxidizer}$ 、 $\eta_v (= 1 - \eta_{tank})$ をフィッティングパラメータとして、流体解析で同定する。なお、燃料破碎過程と外部仕事を除く全過程についてのエネルギー効率 η について、 $0 \leq \eta \leq 1$ を満たす。
- 粉塵となった燃料が酸化剤と燃焼し周囲の大気に圧力変動を与える流体解析の基礎式は以下である。なお、当該プログラムは計算条件に応じて実在効果を考慮する。また損失項は流れの層流・乱流の別に対応する。

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{1}{r^2} \frac{\partial (r^2 \rho u_r)}{\partial r} = 0 \quad (43)$$

$$\frac{\partial \rho u_r}{\partial t} + \frac{1}{r^2} \frac{\partial (r^2 \rho u_r u_r)}{\partial r} = -\frac{\partial p}{\partial r} + LOSS_{mom} \quad (44)$$

$$\frac{\partial \rho E}{\partial t} + \frac{1}{r^2} \frac{\partial (r^2 \rho H u_r)}{\partial r} = LOSS_{heat} \quad (45)$$

$$\frac{\partial \rho Y}{\partial t} + \frac{1}{r^2} \frac{\partial (r^2 \rho Y u_r)}{\partial r} = 0 \quad (46)$$

- 衝撃波解析における解析値と理論値[56]の比較、実在効果の解析値と NIST データ[57]との比較を実施したところ、相対誤差がいずれも数%内であった。この結果はプログラムの健全性を裏付けるものであると考えられる。
- TNT 換算率および保安距離は以下の式で求められる。

$$T_e = \frac{p_{air}}{w_p \Delta H} R^3 \left(\frac{p_{over}}{C \times p_{air}} \right)^{-3/n} \quad (74)$$

$$R_{sf} = Z_{sf} p_{air}^{-1/3} (T_e w_p \Delta H)^{1/3} \quad (75)$$

第3章

フィッティングパラメータの同定

3.1 基本的考え方

2章モデルを用いて、Wiltonの爆薬実験や衝突実験、全4試験のデータを再現し得るよう未定パラメータ (η_v 、 η_{dust} 、 $\eta_{oxidizer}$) を同定する。まず、2章で健全性を確認した流体解析プログラムにおいて、与えられた初期状態からの時間発展シミュレーションを実施し、実験での計測地点での圧力時間履歴を評価し、ピーク過圧 (p_{over} 、式(64)) と過圧インパルス (I_{over} 、式(65)) を算出する。これらの算出値と実験データとの相対誤差の二乗平均和が設定した誤差範囲内となるように未定パラメータを定める。誤差の範囲は、複数条件で計算を実施して二乗平均和の値の変化を全体的見た上で判断する。ここで再現を行うWiltonの実験データを表 3.1 に示す。

同定したパラメータを数理モデルに組み込み、上記の再現に用いなかったWiltonの実験の条件でピーク過圧と過圧インパルスを算出し、実験データと比較する。これによって、数理モデルの有効性を確認する。

表 3.1 再現を行う先行研究の試験結果データ[32]

種類	試験No.	コンフィギュレーション	測定対象	爆心からの位置[m]					
				3.96	7.01	11.28	20.42	35.66	60.96
衝突	4	平面壁に衝突	ピーク過圧[x10 ⁴ Pa]	2.1	0.9	0.6	0.3		
			過圧インパルス[x10Pa·s]	2.8	2.8	1.2	1.0		
			真の距離[m]	4.4	7.1	11.9	19.3		
	5	孔施工壁に衝突	ピーク過圧[x10 ⁴ Pa]	4.8	2.9	1.2	0.5		
			過圧インパルス[x10Pa·s]	6.9	7.6	3.4	2.8		
			真の距離[m]	4.0	6.9	11.6	20.4		
爆薬	243	爆薬と燃料が近い	ピーク過圧[x10 ⁴ Pa]		26.1	7.4	2.4	1.2	0.6
			過圧インパルス[x10Pa·s]		27.6	22.3	13.2	8.0	4.7
	244	爆薬と酸化剤が近い	ピーク過圧[x10 ⁴ Pa]		22.2	6.8	2.2	1.1	0.6
			過圧インパルス[x10Pa·s]		23.7	18.8	11.3	6.7	3.9

3.2 衝突試験

衝突試験の再現で解析する空間イメージを図 3.2 に示す。衝突試験は地上で供試体を壁に衝突させる形で実施されるので、実際に試験の影響が及ぶ空間は、主に球対称次元空間における球の 1/4 に該当する。

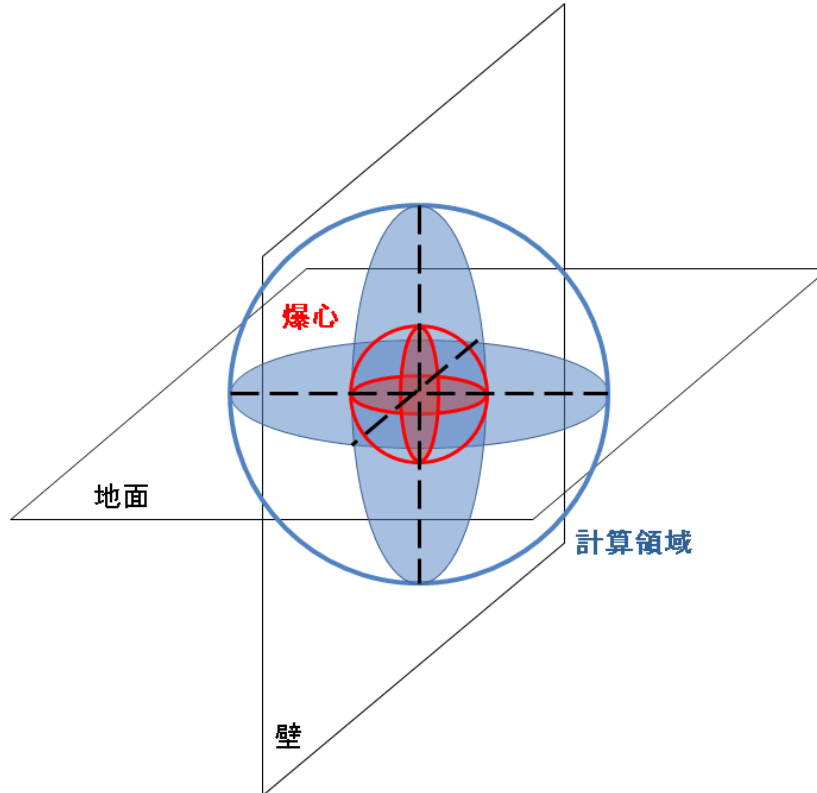


図 3.2 衝突試験の解析空間イメージ

球の中心を原点 r_s として、計算領域の半径を r_e とする。爆心の半径が大気との境界 r_0 である。式(43-46)より、本解析における保存ベクトル q を以下とするととき、

$$q = (\rho \quad \rho u_r \quad \rho E \quad \rho Y)^T \quad (77)$$

原点 r_s における境界条件は点対称である。 r_e における境界条件は、超音速流出条件とするが、実際の解析では、擾乱が外部境界を超えて行くような時刻までは計算しない。解析にあたり、計算領域の両端のゴーストセルの値を以下のように定める。

$$q|_{r_s} = (\rho|_{r_{s+1}} \quad -\rho u_r|_{r_{s+1}} \quad \rho E|_{r_{s+1}} \quad \rho Y|_{r_{s+1}})^T \quad (78)$$

$$q|_{r_e} = (\rho|_{r_{e-1}} \quad \rho u_r|_{r_{e-1}} \quad \rho E|_{r_{e-1}} \quad \rho Y|_{r_{e-1}})^T \quad (79)$$

衝突試験のコンフィギュレーションについて述べる。推進薬を充填したタンク（円柱形、 $\phi 0.3252\text{m}/L1.0922\text{m}$ ）を水平にレール上に設置し、タンクの末尾（タンク外部）に設置された固体ロケットモータで加速する。タンクの内部には仕切りがされ、先頭に液体酸化剤 N_2O_4 、後方に固体燃料と点火用 N_2H_4 が充填されている。衝突する壁には平面か、孔が施工されているかという違いがあり、Wilton の試験 No.#4 は平面、#5 は孔施工壁への衝突試験である。衝突面はいずれも鋼材の板である。孔の形状は $\phi 0.6604 \text{ m}/D0.9906 \text{ m}$ である。

爆心の初期状態を設定する。まずは粉塵質量を求める。 N_2H_4 を含む推進薬質量は 90.9452kg 、タンクと N_2H_4 を保持するコンテナは双方アルミニウム製で合わせて 11.8004kg 、従って供試体質量は 102.7456kg である。各試験で衝突時の供試体速度が測定されており、それぞれの印加エネルギーは式(9)から

$$\#4: W = \frac{1}{2} \times 102.7456 \times 180.3502^2 = 1.6710[\text{MJ}]$$

$$\#5: W = \frac{1}{2} \times 102.7456 \times 178.8566^2 = 1.6434[\text{MJ}]$$

(80)

靱性 K'_c は、PBAN の破断応力 0.203MPa 及び破断歪み $6.42[-]$ より 1.303MPa とする[59]。固体燃料の質量 M は 36.2874kg 、体積 V_f は 0.0264m^3 である。ただし PBAN の密度は $980\text{kg}/\text{m}^3$ [60]、アルミニウムの密度は $2700\text{kg}/\text{m}^3$ である。従って粉塵質量 m は式(21)より以下である。

$$\#4: m = 36.2874 \times \frac{1}{1 + \frac{743.829}{\left(\frac{1.6710}{1.303 \times 0.0264}\right)^{1.00418}}} = 2.2571[\text{kg}]$$

$$\#5: m = 36.2874 \times \frac{1}{1 + \frac{743.829}{\left(\frac{1.6434}{1.303 \times 0.0264}\right)^{1.00418}}} = 2.2220[\text{kg}]$$

(81)

N_2H_4 は 0.2268kg 、 N_2O_4 は 54.4310kg である。反応物の燃料成分には粉塵だけでなく N_2H_4 も含まれるため、式(39)の $m_{\text{dust}_{ef}}$ 、 η_{dust} をそれぞれ $m_{\text{fuel}_{ef}}$ 、 η_{fuel} と変更すると以下になる。

$$\#4: m_{\text{fuel}_{ef}} = \eta_{\text{fuel}} \times (2.2571 + 0.2268) = 2.4839\eta_{\text{fuel}}[\text{kg}]$$

$$\#5: m_{\text{fuel}_{ef}} = \eta_{\text{fuel}} \times (2.2220 + 0.2268) = 2.4488\eta_{\text{fuel}}[\text{kg}]$$

$$m_{oxidizer_ef} = 54.4310\eta_{oxidizer}[kg] \quad (82)$$

次に推進薬タンクの容積 V_{tank} は板厚や仕切りを考慮すると $0.0863m^3$ である。従って式(40-41)は

$$\begin{aligned} \#4: O/F_{center} &= \frac{54.4310\eta_{oxidizer}}{2.4839\eta_{fuel}} \\ \#5: O/F_{center} &= \frac{54.4310\eta_{oxidizer}}{2.4488\eta_{fuel}} \end{aligned} \quad (83)$$

$$\begin{aligned} \#4: \rho_{center} &= \frac{2.4839\eta_{fuel} + 54.4310\eta_{oxidizer}}{0.0863\eta_v} [kg/m^3] \\ \#5: \rho_{center} &= \frac{2.4488\eta_{fuel} + 54.4310\eta_{oxidizer}}{0.0863\eta_v} [kg/m^3] \end{aligned} \quad (84)$$

また爆心と大気境界 r_0 は式(63)から以下である。

$$r_0 = \sqrt[3]{\frac{3 \times 0.0863\eta_v}{\pi}} = \sqrt[3]{\frac{0.2589\eta_v}{\pi}} [m] \quad (85)$$

ここで PBAN+Al 固体燃料の靱性について付記する。アルミニウム粒が混入することで HTPB と粒の間に界面が生じ、機械物性に影響することが考えられる。しかしながらタイタンやスペースシャトルの固体推進薬用に用いられていた PBAN[61]は入手が困難であり、PBAN 自体を用いた機械物性確認の実施が困難である。そこで、PBAN と同様に固体推進薬のバインダとしての役割を果たし、国内で入手が比較的容易な HTPB を用いて、アルミニウム粒の有無で機械物性がどのように変化するかを確認する。

表 3.2 HTPB(+Al)燃料の機械物性確認¹

硬化剤当量[eq]	アルミニウム有無	引張強度[MPa]	破断ひずみ[-]
0.9	有り	0.604	5.228
	無し	0.351	5.426
1.0	有り	0.659	2.908
	無し	0.550	4.691
1.1	有り	0.624	2.242
	無し	0.499	3.893

表 3.2 をみると、アルミニウムの混入によって引張強度は上昇、破断ひずみは低下し、結局混入の効果が打ち消しあうことがわかる。そこで PBAN+Al 固体燃料の靱性は PBAN 単体の物性から求めた数値である 1.303MPa をそのまま用いることとする。

3.2.1 衝突試験#4 結果のフィッティング

流体解析によって衝突試験#4 における η_{fuel} 、 $\eta_{oxidizer}$ 、 η_v のフィッティングを実施する。三つの η を 0.25~1 の範囲で表 3.2.1.1 のように設定する。

表 3.2.1.1 フィッティングパラメータの設定

No.	η_{fuel}	$\eta_{oxidizer}$	η_v
1	1	1	1
2	1	1	0.75
3	1	1	0.5
4	1	1	0.25
5	1	0.5	1
...			
64	0.25	0.25	0.25

それぞれの No. で流体解析によるピーク過圧、過圧インパルスを算出し、実験データとの相対誤差の二乗平均和を求める。#4 のピーク過圧 p_{over} 、過圧インパルス I_{over} はそれぞれ 4 点ずつ測定されているので、二乗平均和 E_r は以下である。

¹ 日油株式会社の協力による取得。

$$E_r = \left[\left(\frac{p_{1_CFD} - p_{1_exp}}{p_{1_exp}} \right)^2 + \left(\frac{p_{2_CFD} - p_{2_exp}}{p_{2_exp}} \right)^2 + \left(\frac{p_{3_CFD} - p_{3_exp}}{p_{3_exp}} \right)^2 + \left(\frac{p_{4_CFD} - p_{4_exp}}{p_{4_exp}} \right)^2 + \left(\frac{l_{1_CFD} - l_{1_exp}}{l_{1_exp}} \right)^2 + \left(\frac{l_{2_CFD} - l_{2_exp}}{l_{2_exp}} \right)^2 + \left(\frac{l_{3_CFD} - l_{3_exp}}{l_{3_exp}} \right)^2 + \left(\frac{l_{4_CFD} - l_{4_exp}}{l_{4_exp}} \right)^2 \right]^{0.5} \quad (86)$$

ただし、煩雑さを避けるために添え字 $over$ は除く。添え字の CFD は算出値、 exp は実験値を示す。流体解析の実施にあたっては、二流体（爆心ガスおよび周囲大気）の圧力、温度、密度、速度、気体定数、比熱比、組成、内部エネルギーおよび二流体の境界位置について初期値を与える。また流体解析における計算領域は 40m 半径球、その分割数は、多数の計算の計算コストを考慮して 1000 分割とする。

以上のように流体解析を実施すると、No.1~64 で E_r は 12.213~46.120、最小は No.64 である。そこでさらに各 η 0.001~0.1 の範囲で流体解析を実施すると、 E_r は表 3.2.1.2 のように低下する。その中で E_r の値が比較的小さい組合せは No.6、10、11 である。等高線グラフを図 3.2.1.1、3.2.1.2 に示す。

表 3.2.1.2 $\eta_{0.001} \sim 0.1$ での流体解析実施結果 E_r

No.	η_{fuel}	$\eta_{oxidizer}$	η_v	E_r (1000 分割)
1	0.1	0.1	0.1	8.042
2	0.05	0.05	0.05	4.407
3	0.05	0.05	0.01	4.958
4	0.05	0.01	0.05	4.685
5	0.05	0.01	0.01	2.039
6	0.05	0.001	0.05	0.785
7	0.05	0.001	0.01	1.166
8	0.01	0.05	0.05	3.100
9	0.01	0.05	0.01	1.911
10	0.01	0.01	0.05	0.899
11	0.01	0.01	0.01	0.895
12	0.01	0.001	0.05	1.234
13	0.01	0.001	0.01	1.391
14	0.001	0.05	0.05	1.482
15	0.001	0.05	0.01	1.171
16	0.001	0.01	0.05	1.207
17	0.001	0.01	0.01	1.422
18	0.001	0.001	0.05	1.874
19	0.001	0.001	0.01	2.010
20	0.001	0.001	0.001	2.052

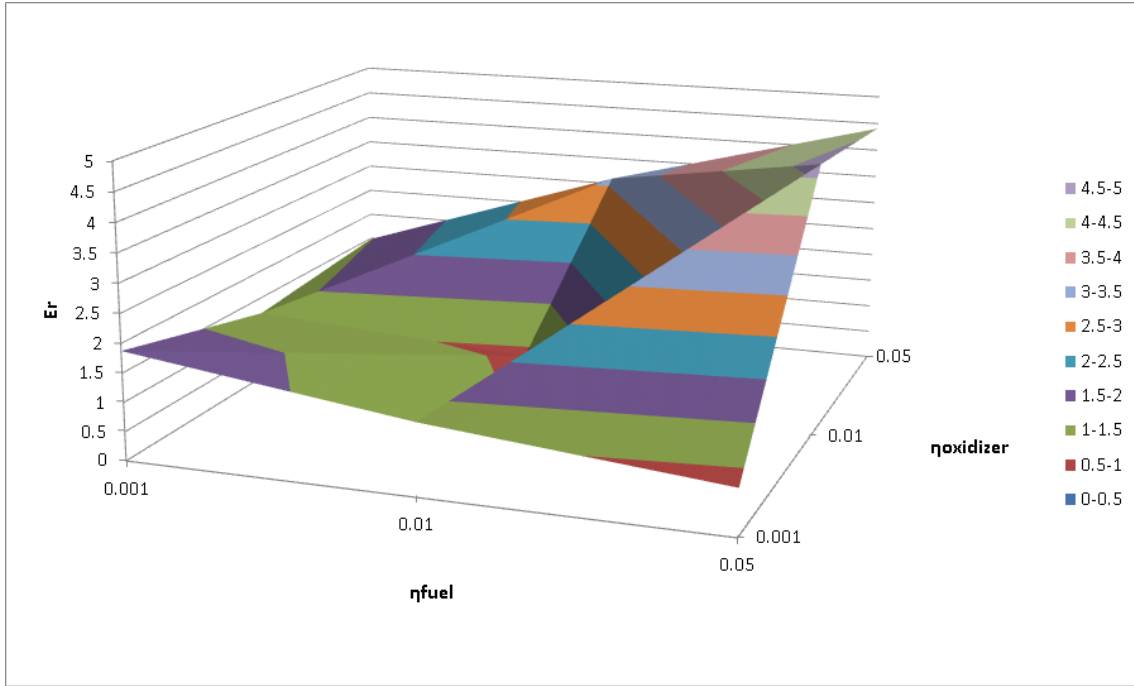


図 3.2.1.1 誤差関数 E_r の値 ($\eta_v = 0.05$)

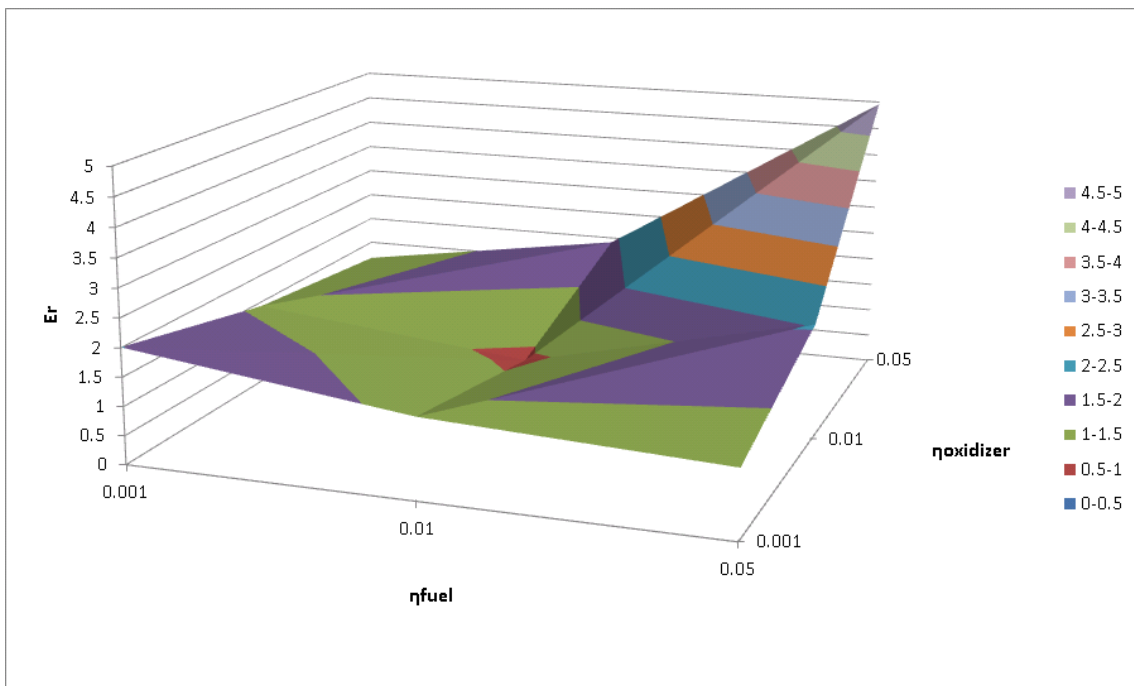


図 3.2.1.2 誤差関数 E_r の値 ($\eta_v = 0.01$)

No.6、10、11 について、格子収束を確認できる分割数で改めてピーク過圧および過圧インパルスを求め、 E_r を算出する。そこで No.11 の組合せを用いて格子収束の確認を行う。

40m を 1000・2000・4000・8000 分割し、それぞれのピーク過圧と過圧インパルスの計算結果の比較を行う。

表 3.2.1.3 分割数がピーク過圧と過圧インパルスの算出値に与える影響

分割数	位置	3.96m	7.01m	11.28m	20.42m
1000	ピーク過圧[Pa]	18818	8557.0	4739.3	2611.2
	過圧インパルス[Pa·s]	23.638	13.998	8.1471	4.2226
2000	ピーク過圧[Pa]	17120	8752.3	4557.1	2623.8
	過圧インパルス[Pa·s]	24.389	14.579	8.3610	4.4197
4000	ピーク過圧[Pa]	22000	10984	5580.7	3068.7
	過圧インパルス[Pa·s]	31.879	19.083	10.918	5.4858
8000	ピーク過圧[Pa]	22778	11216	5717.9	3114.1
	過圧インパルス[Pa·s]	32.494	19.337	11.030	5.6368

8000 分割の値に対して 1000 分割で約 30%、2000 分割で約 25%、4000 分割で 3%程度の差となり、4000 分割で値が収束してきている状況が表 3.2.1.3 で確認できたので、ここでは 4000 分割を採用する。すると表 3.2.1.2 の E_r の値は表 3.2.1.4 となる。

表 3.2.1.4 分割数変更 E_r 再計算

No.	η_{fuel}	$\eta_{oxidizer}$	η_v	E_r (4000 分割)
6	0.05	0.001	0.05	0.873
10	0.01	0.01	0.01	0.639
11	0.01	0.01	0.05	1.097

従って衝突試験#4 のパラメータは $\eta_{fuel} = \eta_{oxidizer} = \eta_v = 0.01$ とする。また、今後のフィッティングでは、 $E_r \leq 1.0$ を指定の誤差範囲とする。

次に、式(37)の η を確認する。Wilton 文献[32]にはアルミニウム種類の明記が無いものの、タンクのアルミニウム材料を仮に純アルミニウム A1100 とするとき、引張強さ 88MPa、破断歪み 0.35[62]である。従ってタンクの靱性は 30.8MPa である。次にタンクのアルミニウム部分の体積は 0.0043327m³ である。従って、

$$W_t = 30.8 \times 4.3327 = 133.45[kJ] \quad (87)$$

次に N₂H₄ の気化熱は 1256kJ/kg、0.2268kg、N₂O₄ の気化熱は 413kJ/kg、54.4310kg である[63]。また PBAN の標準生成熱は 2022.9kJ/kg、Al(固体)の気化熱は 10778kJ/kg、粉

塵質量は 2.2571kg である。これらを用いて

$$W_{fv} = 2.2571 \times 0.55 \times 2022.9 + 2.2571 \times 0.45 \times 10778 + 0.2268 \times 1256 = 13743[kJ] \quad (88)$$

$$W_{ov} = 54.4310 \times 413 = 22480[kJ] \quad (89)$$

PBAN+Al 燃料の密度 1373.8kg/m³、靱性 1.303MPa より破砕に要したエネルギーは

$$W_{fg} = 1303 \times \frac{2.2571}{1373.8} = 2.1408[kJ] \quad (90)$$

爆心ガスが周囲大気へ及ぼす仕事を求める。界面の移動距離と、接触面の圧力による力の時間積分計算を流体解析プログラムで実行すると、29.854kJ が得られる。また全印加エネルギー $W = 1671.0[kJ]$ である。従って

$$\eta(1671.0 - 2.1408 - 29.854) = 13743\eta_{fuel} + 22480\eta_{oxidizer} + 133.45\eta_{tank} \quad (91)$$

今、 $\eta_{fuel} = \eta_{oxidizer} = 0.01$ 、 $\eta_{tank} = 1 - \eta_v = 1 - 0.01 = 0.99$ であるので

$$\eta = \frac{137.43+224.80+132.12}{1671.0-2.1408-29.854} = \frac{494.35}{1639.0} = 0.3016 \quad (92)$$

従って $0 \leq \eta \leq 1$ であり、制約を満たしている。パラメータ $\eta_{fuel} = \eta_{oxidizer} = \eta_v = 0.01$ を用いたピーク過圧および過圧インパルスは表 3.2.1.5 である。

表 3.2.1.5 衝突試験#4 の同定パラメータによる算出値と実験値の比較

	測定位置	3.96m	7.01m	11.28m	20.42m
ピーク過圧 [x10 ⁴ Pa]	算出値	2.2	1.1	0.6	0.3
	実験値	2.1	0.9	0.6	0.3
相対誤差[-]		0.05	0.22	0	0
過圧インパルス [x10Pa·s]	算出値	3.2	1.9	1.0	0.5
	実験値	2.8	2.8	1.2	1.0
相対誤差[-]		0.14	0.32	0.17	0.50

ピーク過圧よりも過圧インパルスで相対誤差が比較的大きい。これはピーク過圧と異なり、過圧インパルスの実験値が測定位置に対して単調に低下しないためである。実験値と算出値の比較を図 3.2.1.3~3.2.1.4 に示す。

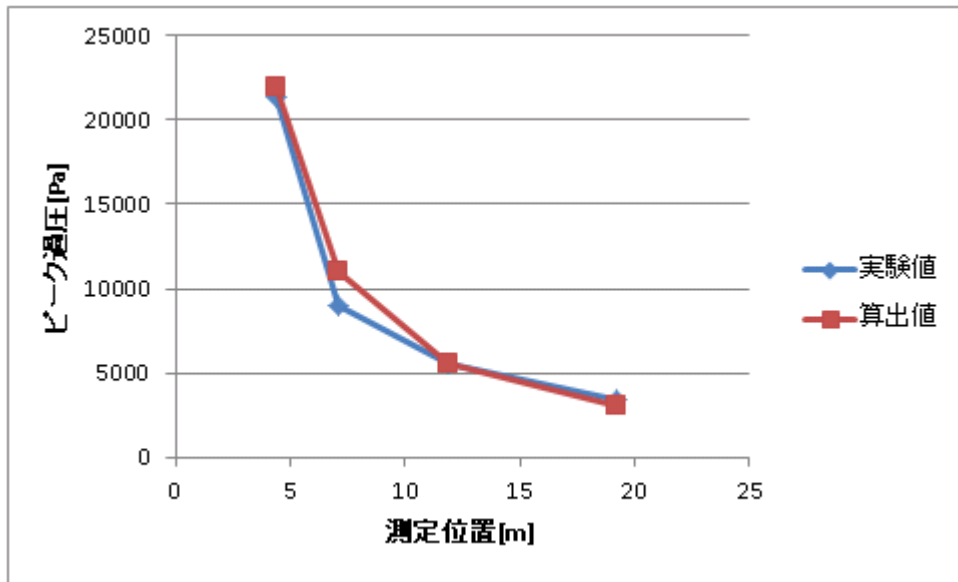


図 3.2.1.3 衝突試験#4 のピーク過圧の実験値と算出値の比較

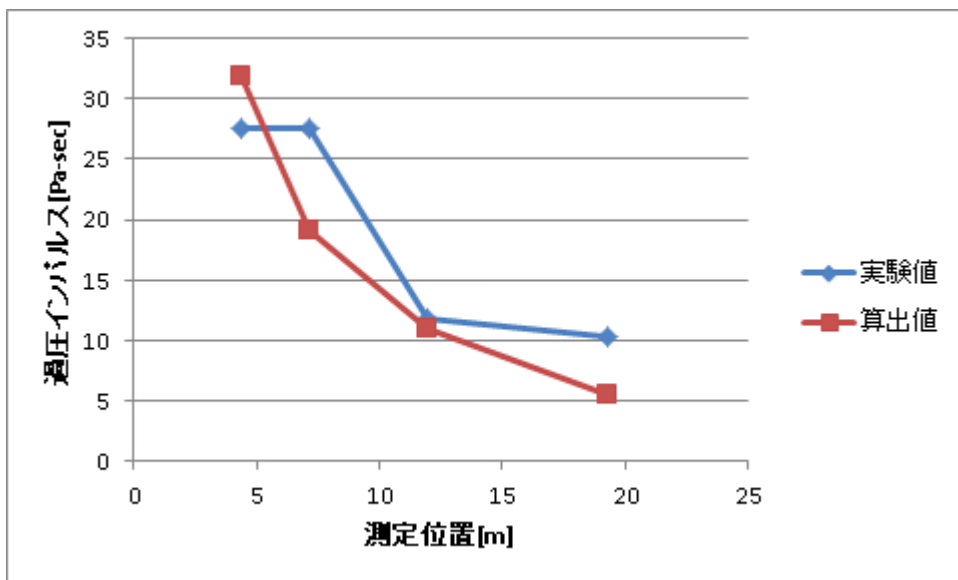


図 3.2.1.4 衝突試験#4 の過圧インパルスの実験値と算出値の比較

過圧インパルスがピーク過圧とともに測定位置に対して低下しないのは、ピーク過圧を迎えた後の圧力時間履歴が単調に低下せず、ピークよりも低い位置で圧力が持続したり、過圧分が一度ゼロになってからまた圧力値が上昇したりというように、いびつな形状になっていることが考えられる。このような圧力時間履歴になる原因としては、衝突試験において燃焼が複数個所で時間差を置いて発生している可能性や、燃焼時間が長い、燃料が後燃えしている、といった可能性が考えられる。しかしながら Wilton の参考文献[32]で参照で

きるのはピーク過圧値、過圧インパルス値のみで、圧力時間履歴は不明である。また上記の可能性は、2.5項において設定した、タンク破壊～燃焼終了までが瞬時に行われるという理想化の範疇を超えるので、本研究においては図 3.2.1.4 に示すような過圧インパルスのグラフ形の傾向を許容することとする。

同定パラメータによる密度等各物理量の位置分布を以下に示す。

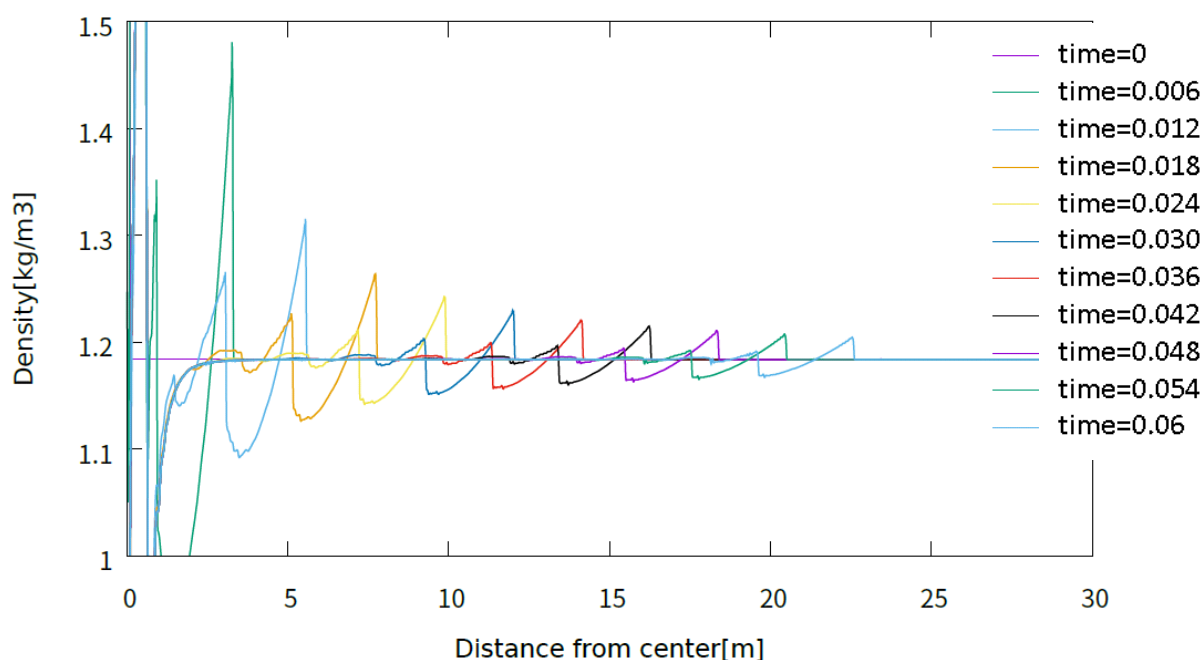


図 3.2.1.5 衝突試験#4 の密度分布 (計算開始から 0.06sec)

時間の経過に伴って高密度部分が中心から外側へ向かって移動する様子がわかる。また time=0.006 において逆速度が見られる (図 3.2.1.13) が、これによって中心に近い位置での密度の低下 (図 3.2.1.5) や負圧 (図 3.2.1.8) が生じる。また爆心ガスは中心部において体積膨張をする。その膨張 (ガスと大気境界位置が外側に移動する) が周囲大気に対してピストンのような役割を果たしていることがわかる (図 3.2.1.15)。このような爆心ガスのピストンのような働きは、文献[34]でも指摘されている。

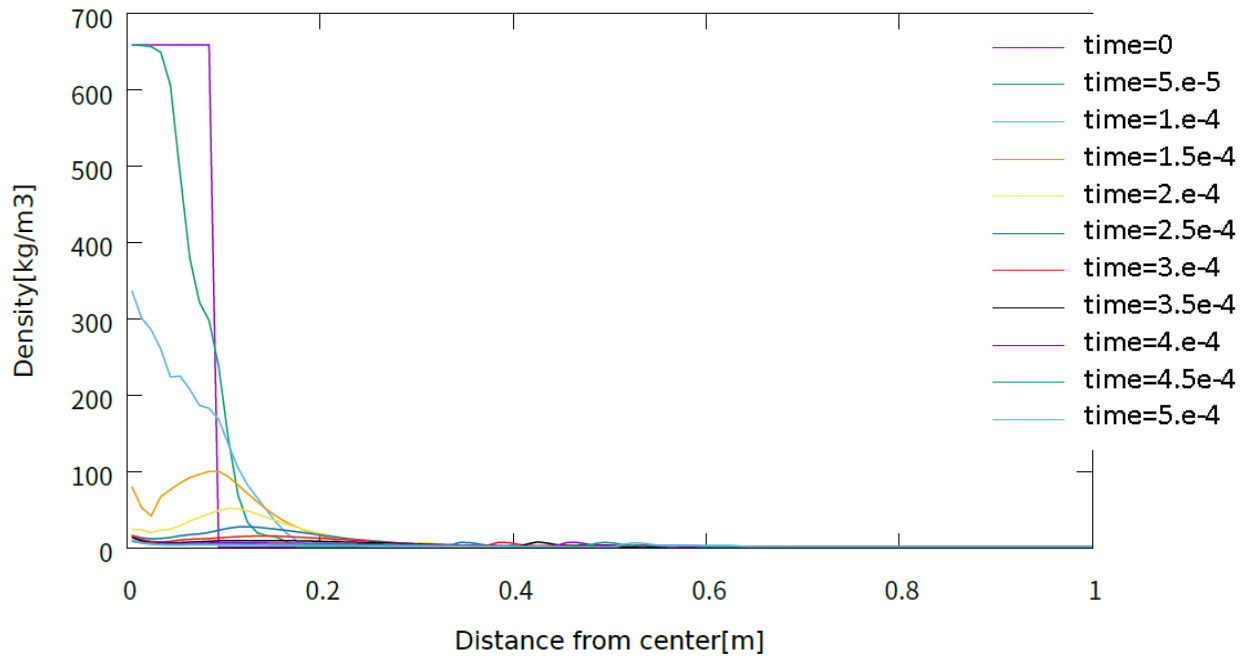


図 3.2.1.6 衝突試験#4 の密度分布 (計算開始から 0.0005sec)

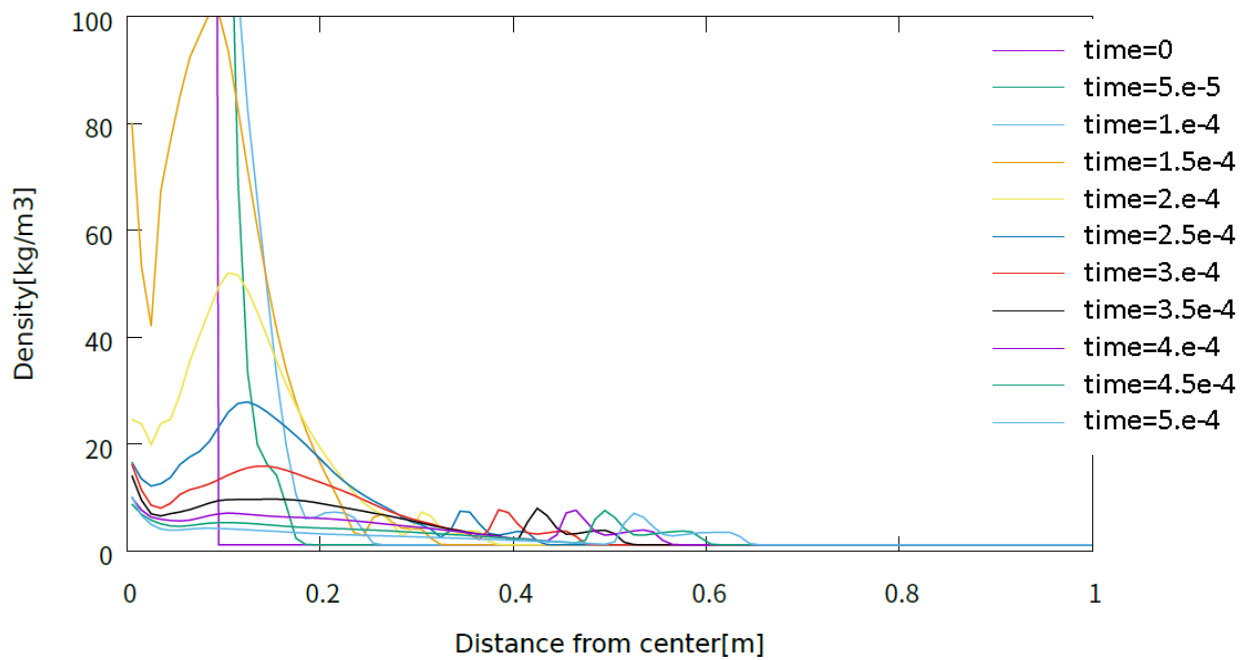


図 3.2.1.7 衝突試験#4 の密度分布 (計算開始から 0.0005sec・縦軸変更)

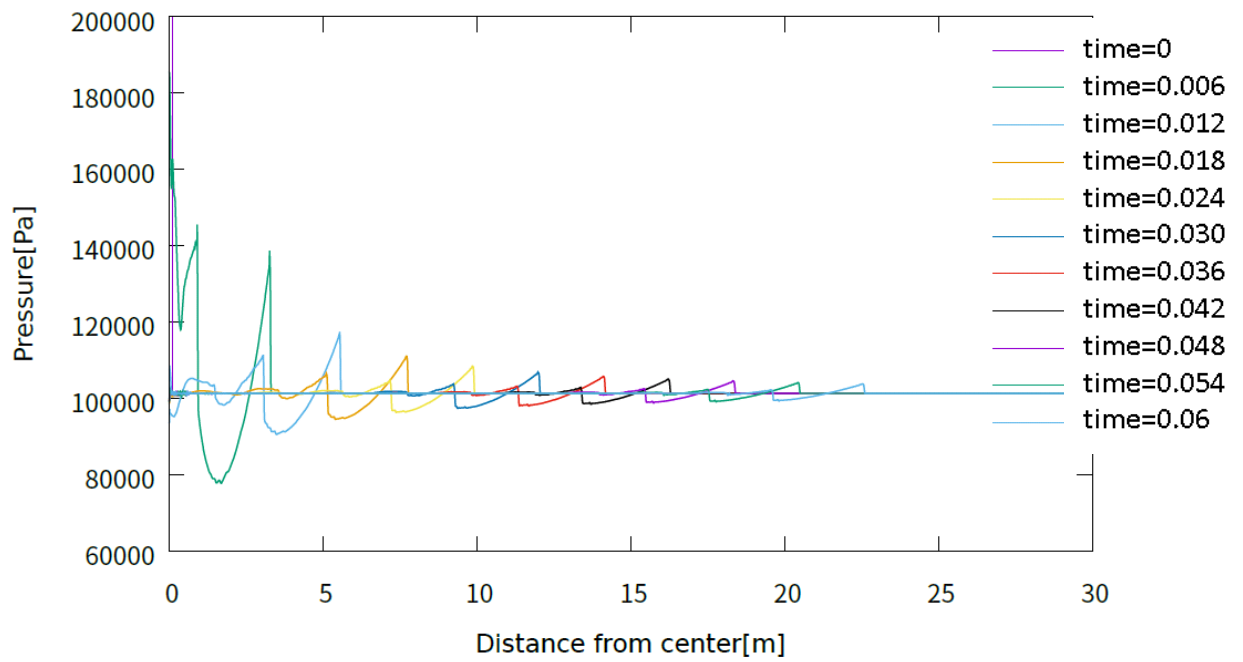


図 3.2.1.8 衝突試験#4 の圧力分布 (計算開始から 0.06sec)

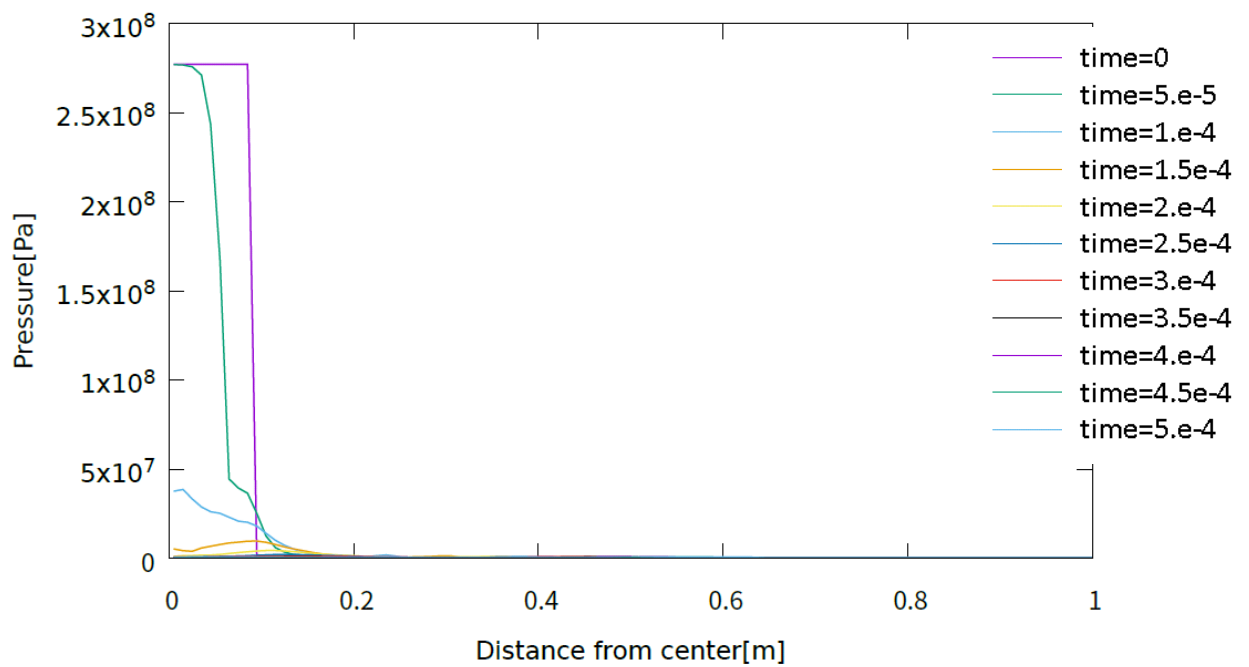


図 3.2.1.9 衝突試験#4 の圧力分布 (計算開始から 0.0005sec)

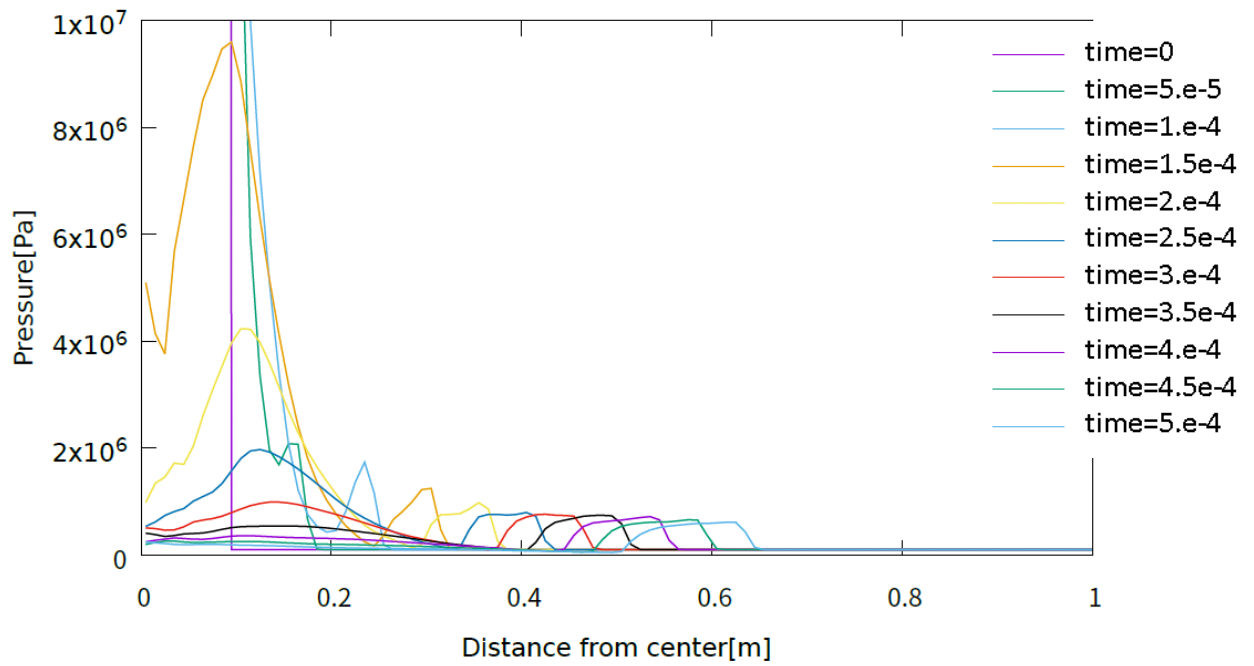


図 3.2.1.10 衝突試験#4 の圧力分布 (計算開始から 0.0005sec・縦軸変更)

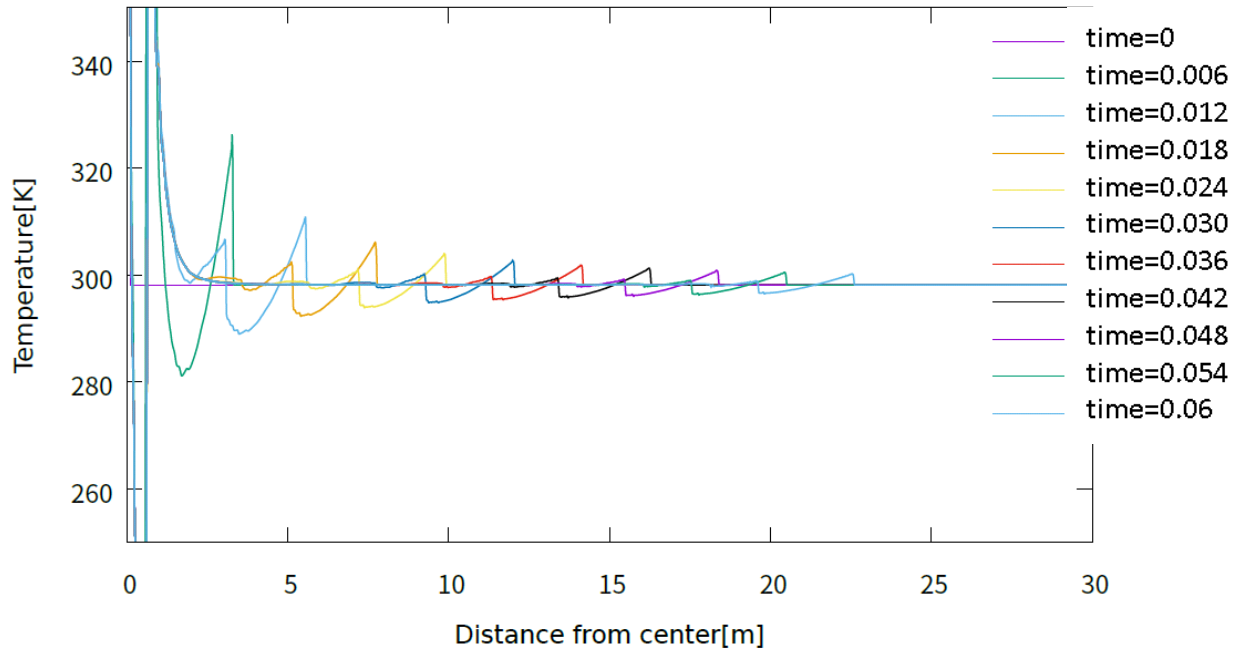


図 3.2.1.11 衝突試験#4 の温度分布 (計算開始から 0.06sec)

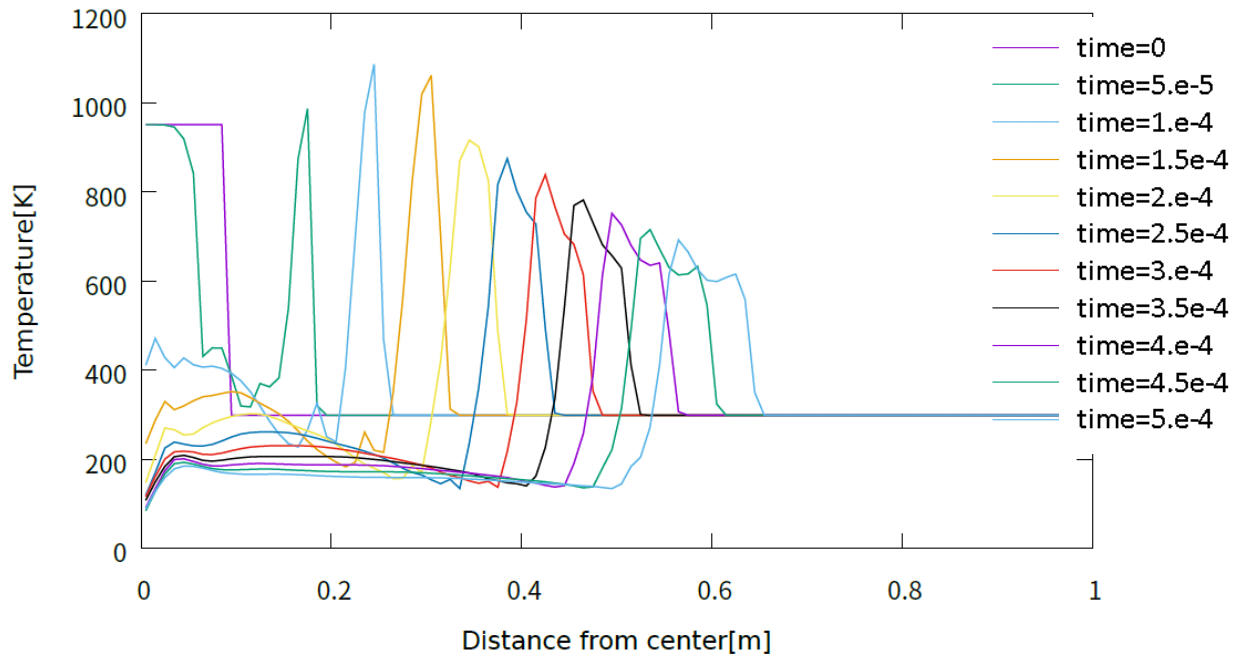


図 3.2.1.12 衝突試験#4 の温度分布 (計算開始から 0.0005sec)

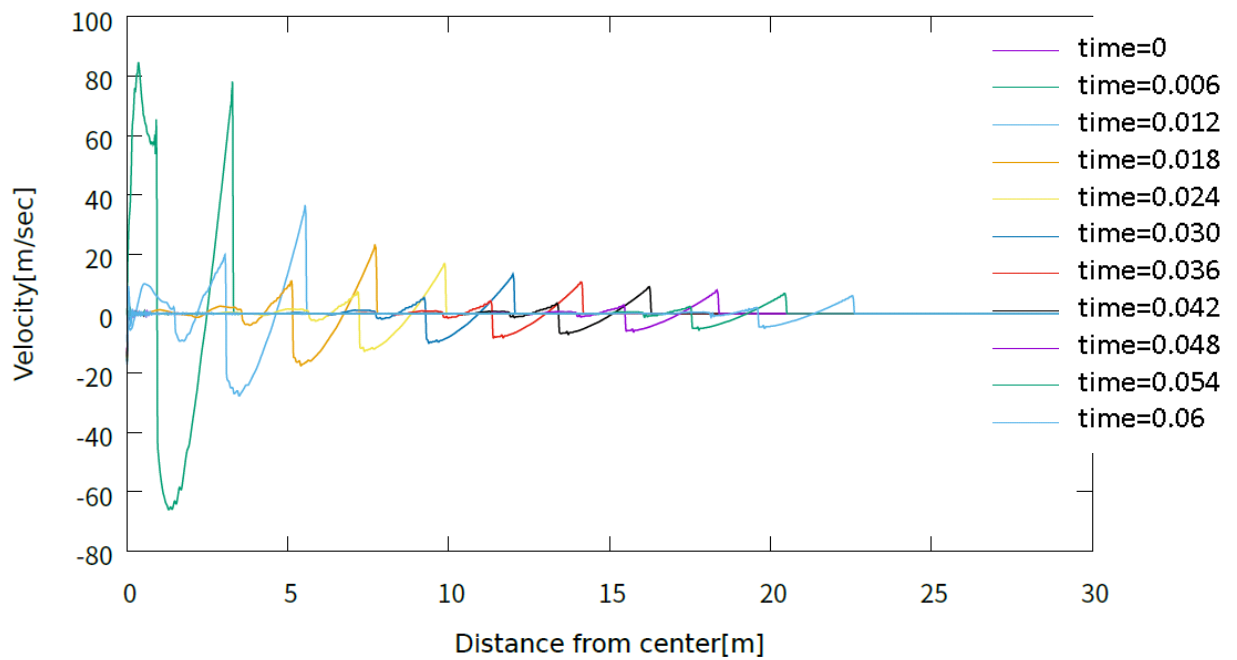


図 3.2.1.13 衝突試験#4 の速度分布 (計算開始から 0.06sec)

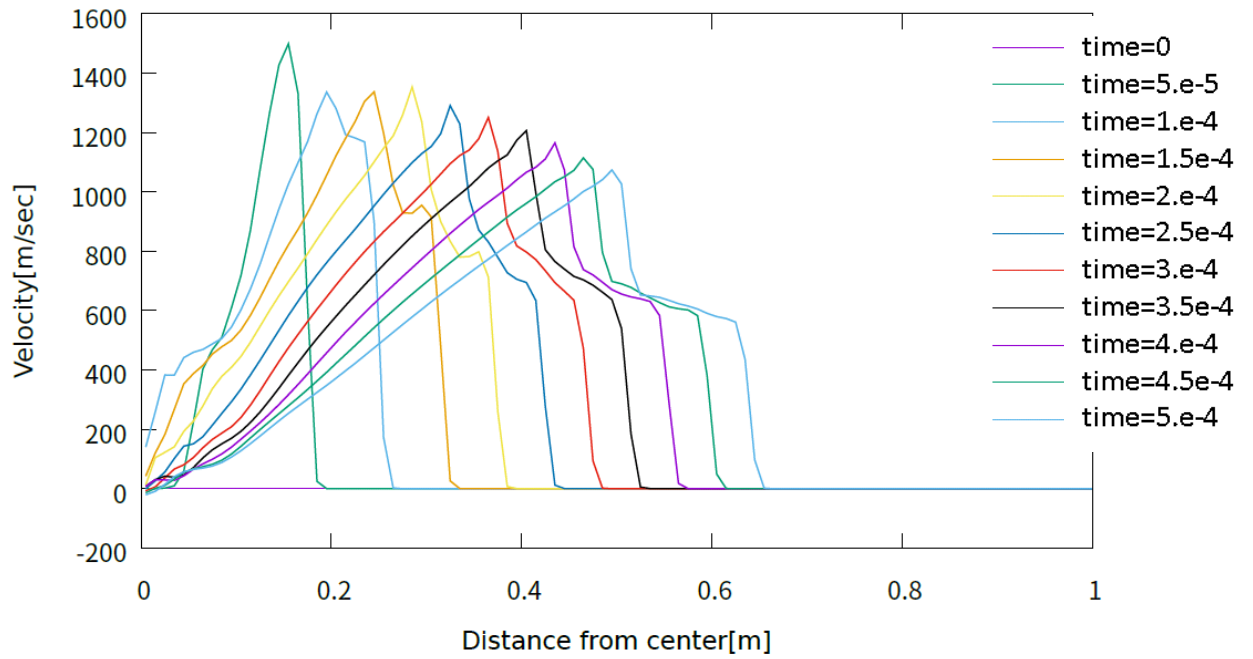


図 3.2.1.14 衝突試験#4 の速度分布 (計算開始から 0.0005sec)

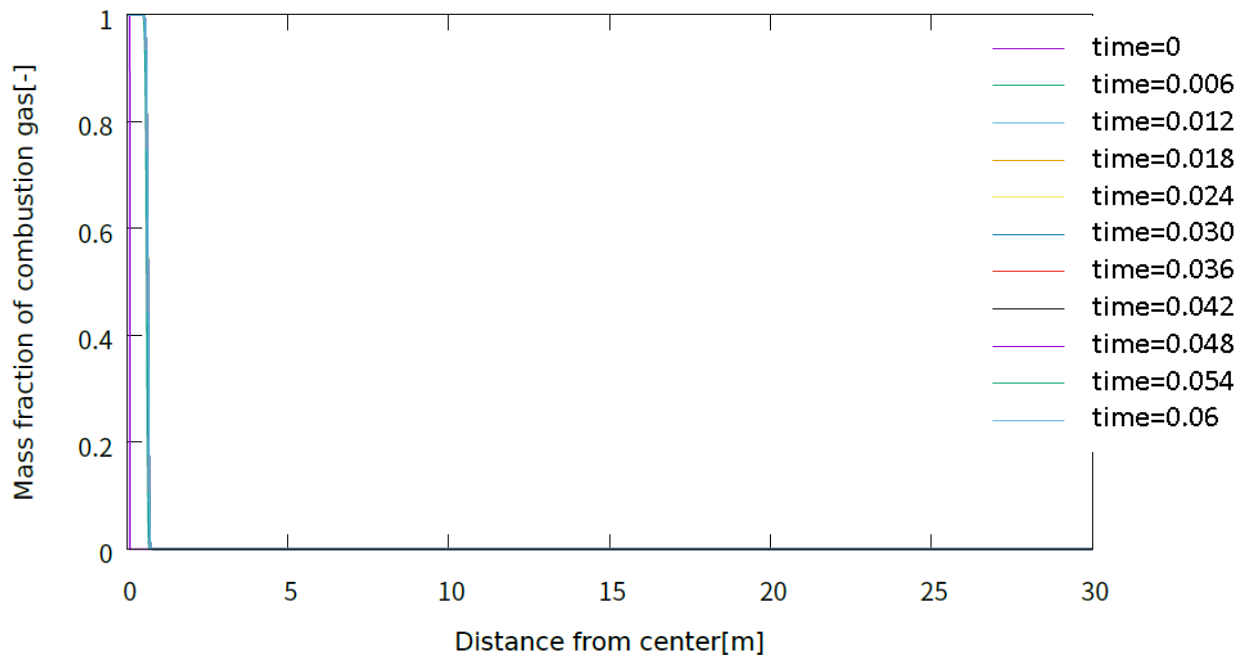


図 3.2.1.15 衝突試験#4 の爆心ガス質量分率分布 (計算開始から 0.06sec)

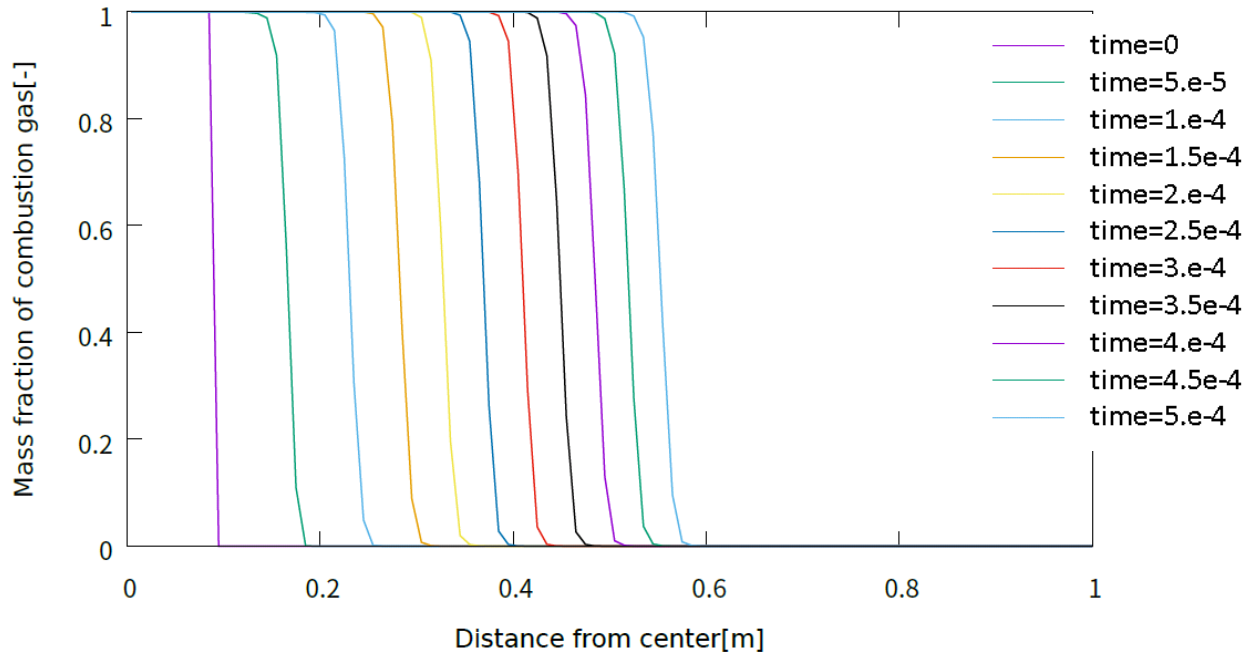


図 3.2.1.16 衝突試験#4 の爆心ガス質量分率分布 (計算開始から 0.0005sec)

3.2.2 衝突試験#5 結果のフィッティング

衝突試験#5 における η_{fuel} 、 $\eta_{oxidizer}$ 、 η_v のフィッティングを、#4 と同様に実施する。#5 では、各 η 0.001~0.1 の範囲の E_r は 0.783~2.477 (ただし 1000 分割) である。その中から E_r の小さい候補を選び、4000 分割で E_r を再計算すると、衝突試験#5 のパラメータとして $\eta_{fuel} = 0.05$ 、 $\eta_{oxidizer} = 0.01$ 、 $\eta_v = 0.05$ ($E_r = 0.917$) を得る。#4 と同様に、式(37)の η を確認する。粉塵質量は 2.2220kg である。 W_t 、 W_{ov} は同じである。

$$W_{fv} = 2.2220 \times 0.55 \times 2022.9 + 2.2220 \times 0.45 \times 10778 + 0.2268 \times 1256 = 13534[kJ] \quad (93)$$

$$W_{fg} = 1303 \times \frac{2.2220}{1373.8} = 2.1075[kJ] \quad (94)$$

また外部仕事 $W_e = 221.67[kJ]$ 、全印加エネルギー $W = 1643.4[kJ]$ である。従って

$$\eta(1643.4 - 2.1408 - 221.67) = 13534\eta_{fuel} + 22480\eta_{oxidizer} + 133.45\eta_{tank} \quad (95)$$

η_{fuel} 等をそれぞれ代入して

$$\eta = \frac{676.70+224.80+126.78}{1643.4-2.1408-221.67} = \frac{1028.3}{1419.6} = 0.7244 \quad (96)$$

従って $0 \leq \eta \leq 1$ であり、制約を満たしている。パラメータ $\eta_{fuel} = 0.05$ 、 $\eta_{oxidizer} = 0.01$ 、 $\eta_v = 0.05$ を用いたピーク過圧および過圧インパルスは表 3.2.2 である。

表 3.2.2 衝突試験#5 の同定パラメータによる算出値と実験値の比較

測定位置		3.96m	7.01m	11.28m	20.42m
ピーク過圧 [x10 ⁴ Pa]	算出値	7.5	3.0	1.3	0.6
	実験値	4.8	2.9	1.2	0.5
相対誤差[-]		0.56	0.03	0.08	0.20
過圧インパルス [x10Pa·s]	算出値	7.2	4.4	2.6	1.4
	実験値	6.9	7.6	3.4	2.8
相対誤差[-]		0.04	0.42	0.24	0.50

測定位置に対する過圧インパルスの挙動が特に 7.01m で大きく乱れ、#4 よりも誤差の大きい結果である。

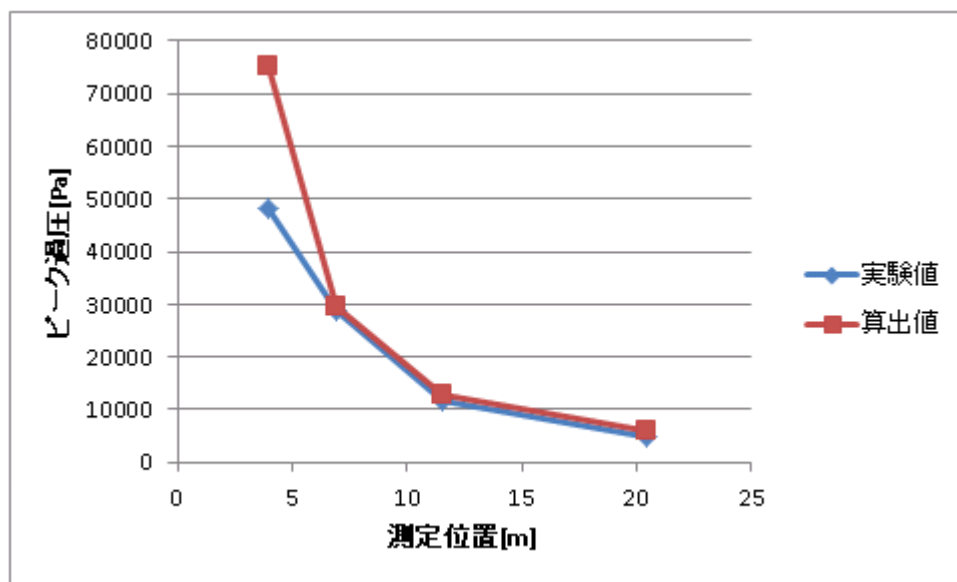


図 3.2.2.1 衝突試験#5 のピーク過圧の実験値と算出値の比較

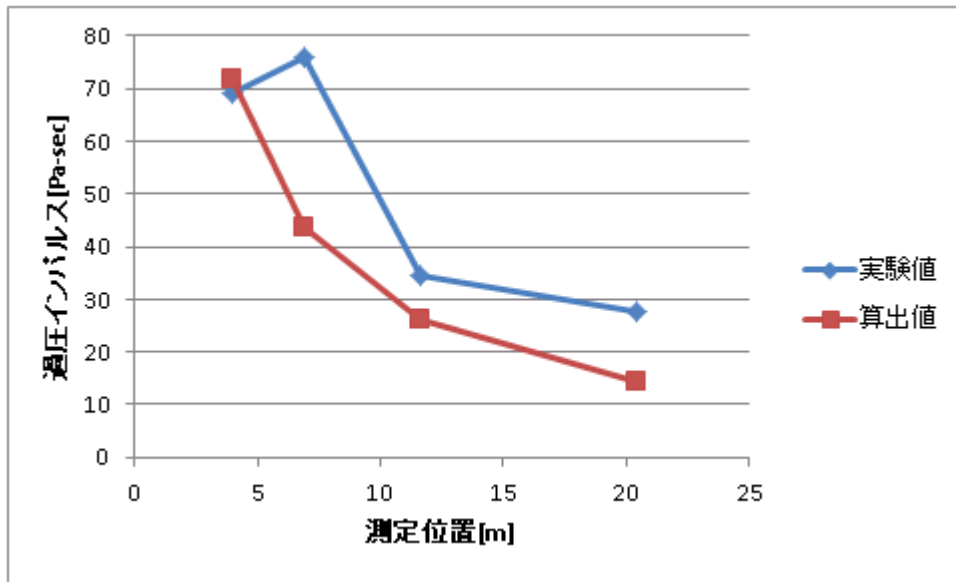


図 3.2.2.2 衝突試験#5 の過圧インパルスの実験値と算出値の比較

3.3 爆薬試験

爆薬試験の再現で解析する空間イメージを図 3.3 に示す。爆薬試験は地上で実施されるので、実際に試験の影響が及ぶ空間は、球対称一次元空間における球の上半分に該当する。

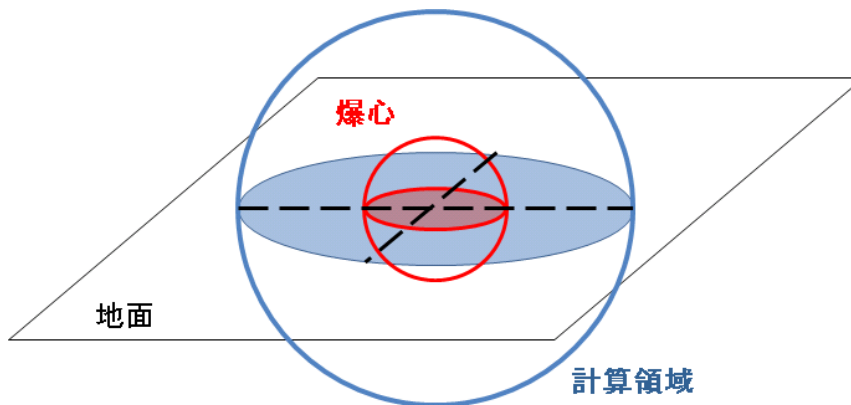


図 3.3 爆薬試験の解析空間イメージ

境界条件は 3.2 項と同じである。

爆薬試験のコンフィギュレーションについて述べる。3.2 項とほぼ同様のタンクを縦置きにし、タンクの上（タンク外部）にコンポジション B 爆薬 13.6078kg を設置する。タンクの内部には仕切りがされ、一方に固体燃料と点火用 N_2H_4 、一方に液体酸化剤 N_2O_4 が充填されている。Wilton の試験 No.#243 は燃料がタンクの上側、#244 は燃料がタンクの下側

に配置されている。3.2 項のタンクと異なるのはこの構造材の厚さで、衝突試験では 3mm 厚に対し爆薬試験では 1mm 厚や 76 μ m 厚のアルミを用いている。

爆心の初期状態を設定する。まずは粉塵質量を求める。コンポジション B 爆薬の RE 係数は 1.33 なので、印加エネルギーは式(8)から

$$W = 1.33 \times 13.6078 \times 1000 \times 4184 = 75.7234[MJ] \quad (97)$$

靱性 K'_c は 1.303MPa、固体燃料の質量 M は 36.2874kg、体積 V_f は 0.0264m³である。従って粉塵質量 m は式(21)より以下である。

$$m = 36.2874 \times \frac{1}{1 + \frac{743.829}{\left(\frac{75.7234}{1.303 \times 0.0264}\right)^{1.00418}}} = 27.3365[kg] \quad (98)$$

固体燃料の組成は 3.2 項と同じである。またその他搭載量も同じで、N₂H₄ は 0.2268kg、N₂O₄ は 54.4310kg である。 m_{fuel_ef} 、 η_{fuel} は以下である。

$$\begin{aligned} m_{fuel_ef} &= \eta_{fuel} \times (27.3365 + 0.2268) = 27.5633\eta_{fuel}[kg] \\ m_{oxidizer_ef} &= 54.4310\eta_{oxidizer}[kg] \end{aligned} \quad (99)$$

次に推進薬タンクの容積 0.0872m³である。従って式(40-41)は

$$O/F_{center} = \frac{54.4310\eta_{oxidizer}}{27.5633\eta_{fuel}} \quad (100)$$

$$\rho_{center} = \frac{27.5633\eta_{fuel} + 54.4310\eta_{oxidizer}}{0.0872\eta_v} [kg/m^3] \quad (101)$$

また爆心と大気の境界 r_0 は式(62)から以下である。

$$r_0 = \sqrt[3]{\frac{3 \times 0.0872\eta_v}{2\pi}} = \sqrt[3]{\frac{0.1308\eta_v}{\pi}} [m] \quad (102)$$

3.3.1 爆薬試験#243 結果のフィッティング

爆薬試験#243 における η_{fuel} 、 $\eta_{oxidizer}$ 、 η_v のフィッティングを実施する。#243 では、 $\eta_{fuel} = 0.25$ のときに比較的小さい E_r の値が得られ、その他の η が 0.25~1 のとき E_r 0.712~

1.188 (ただし 1000 分割) である。そこで η_{fuel} 0.1~0.3 の中から E_r の小さい候補を選び、4000 分割で E_r を再計算すると、爆薬試験#243 のパラメータとして $\eta_{fuel} = 0.25$ 、 $\eta_{oxidizer} = 0.75$ 、 $\eta_v = 1$ ($E_r = 0.464$) を得る。#4 と同様に、式(37)の η を確認する。粉塵質量は 27.337kg である。 W_t 、 W_{0v} は同じである。

$$W_{fv} = 27.337 \times 0.55 \times 2022.9 + 27.337 \times 0.45 \times 10778 + 0.2268 \times 1256 = 163290[kJ](103)$$

$$W_{fg} = 1303 \times \frac{27.337}{1373.8} = 2.1075[kJ] \quad (104)$$

また外部仕事 $W_e = 2313.0[kJ]$ 、全印加エネルギー $W = 75723[kJ]$ である。従って

$$\eta(75723 - 2.1408 - 2313.0) = 163290\eta_{fuel} + 22480\eta_{oxidizer} + 133.45\eta_{tank} \quad (105)$$

η_{fuel} 等をそれぞれ代入して

$$\eta = \frac{40823+16860+0}{75723-2.1408-2313.0} = \frac{57683}{73408} = 0.7858 \quad (106)$$

従って $0 \leq \eta \leq 1$ であり、制約を満たしている。パラメータ $\eta_{fuel} = 0.25$ 、 $\eta_{oxidizer} = 0.75$ 、 $\eta_v = 1$ を用いたピーク過圧および過圧インパルスを表 3.3.1 に示す。

表 3.3.1 爆薬試験#243 の同定パラメータによる算出値と実験値の比較

		測定位置	7.01m	11.28m	20.42m	35.66m	60.96m
ピーク過圧 [x10 ⁴ Pa]	算出値		18.7	7.2	2.6	1.1	0.5
	実験値		26.1	7.4	2.4	1.2	0.6
相対誤差[-]			0.28	0.03	0.08	0.08	0.17
過圧インパルス [x10Pa·s]	算出値		29.7	20.2	11.5	6.5	3.7
	実験値		27.6	22.3	13.2	8.0	4.7
相対誤差[-]			0.08	0.09	0.13	0.19	0.21

この試験においては過圧インパルスがピーク過圧とともに単調に減少するため、衝突試験と比較して相対誤差が小さく抑制される。

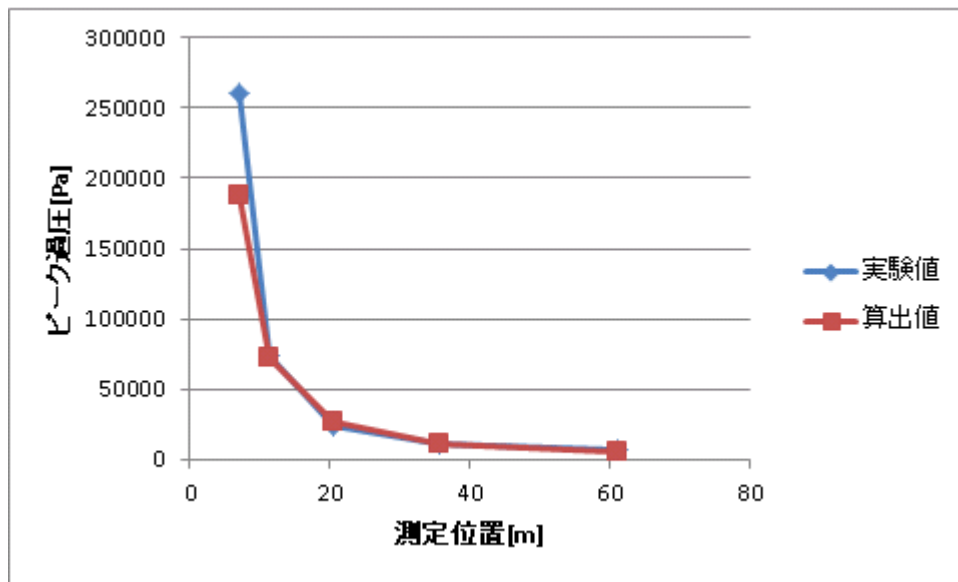


図 3.3.1.1 爆薬試験#243 のピーク過圧の実験値と算出値の比較

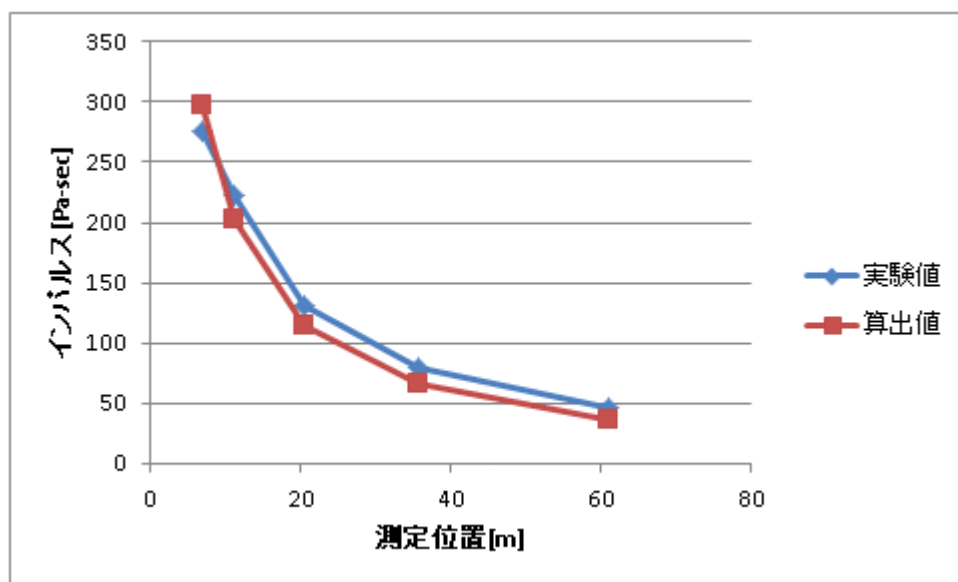


図 3.3.1.2 爆薬試験#243 の過圧インパルスの実験値と算出値の比較

3.3.2 爆薬試験#244 結果のフィッティング

爆薬試験#244 における η_{fuel} 、 $\eta_{oxidizer}$ 、 η_v のフィッティングを実施する。#243 と#244 では爆薬が同じ質量であるために計算される粉塵の質量も同じであり、その他物質の搭載量も同じである。その結果 η も同じであるときの計算は#243 と全く同じ計算を実施することになるため、#243 の流体解析結果を流用できる。ただし実験値を用いた式(86)による E_r 計

算は独自に必要である。#244 のパラメータとして $\eta_{fuel} = 0.25$ 、 $\eta_{oxidizer} = 0.5$ 、 $\eta_v = 0.75$ ($E_r = 0.424$ 、4000 分割) を得る。外部仕事 W_e 以外は#243 と同じであるので、 η は以下のように求められる。

$$\eta(75723 - 2.1408 - 2790.1) = 163290\eta_{fuel} + 22480\eta_{oxidizer} + 133.45\eta_{tank} \quad (107)$$

η_{fuel} 等をそれぞれ代入して

$$\eta = \frac{40823+11240+33.363}{75723-2.1408-2790.1} = \frac{52096}{72931} = 0.7143 \quad (108)$$

従って $0 \leq \eta \leq 1$ であり、制約を満たしている。パラメータ $\eta_{fuel} = 0.25$ 、 $\eta_{oxidizer} = 0.5$ 、 $\eta_v = 0.75$ を用いたピーク過圧および過圧インパルスを表 3.3.2 に示す。

表 3.3.2 爆薬試験#244 の同定パラメータによる算出値と実験値の比較

	測定位置	7.01m	11.28m	20.42m	35.66m	60.96m
ピーク過圧 [x10 ⁴ Pa]	算出値	16.2	6.1	2.2	0.9	0.5
	実験値	22.2	6.8	2.2	1.1	0.6
相対誤差[-]		0.27	0.10	0	0.18	0.17
過圧インパルス [x10Pa·s]	算出値	26.1	17.9	10.3	5.9	3.3
	実験値	23.7	18.8	11.3	6.7	3.9
相対誤差[-]		0.10	0.05	0.09	0.12	0.15

この試験も#243 と同様に過圧インパルスがピーク過圧とともに単調に減少するため、相対誤差が衝突試験よりも小さい値となる。

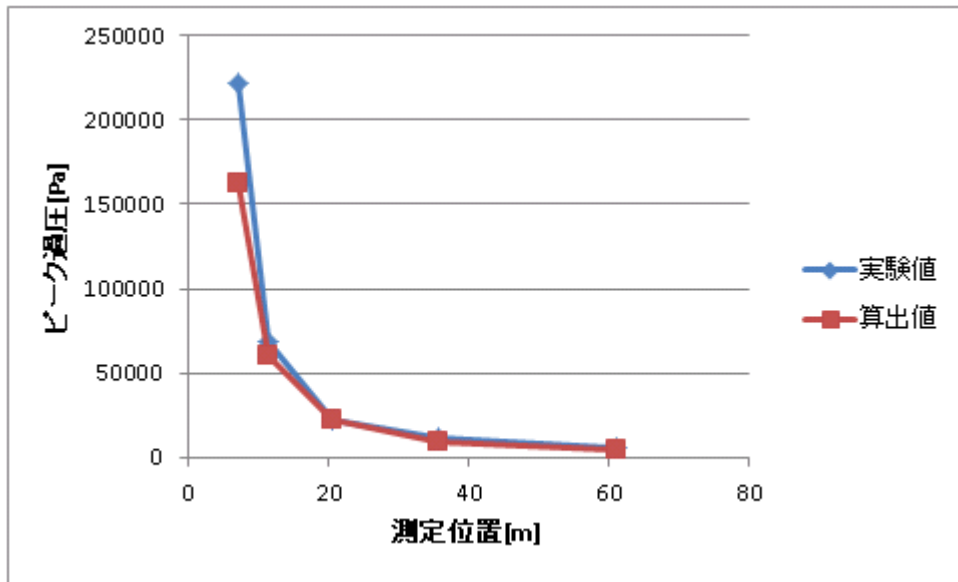


図 3.3.2.1 爆薬試験#244 のピーク過圧の実験値と算出値の比較

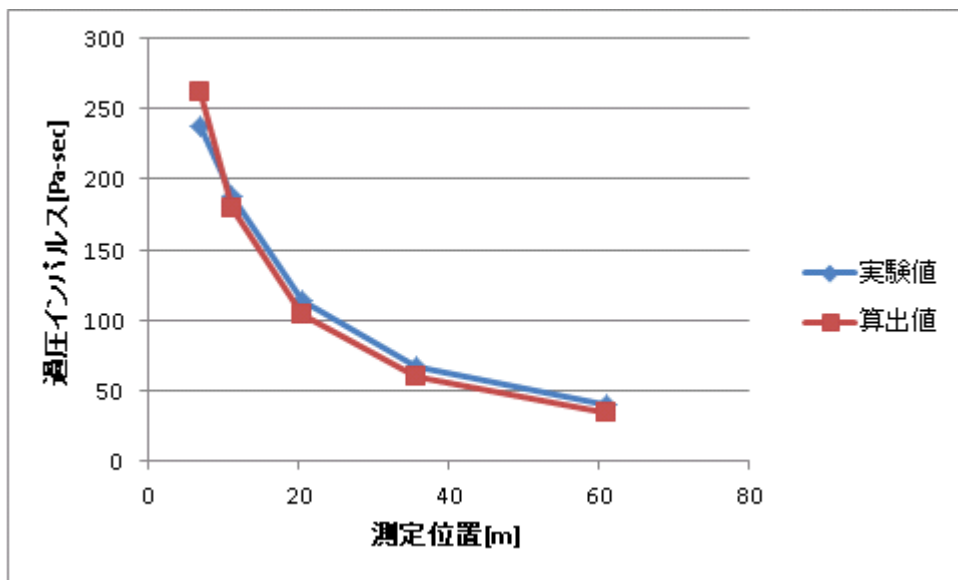


図 3.3.2.2 爆薬試験#244 の過圧インパルスの実験値と算出値の比較

3.4 モデルの有効性確認

3.4.1 ClF₃/PBAN+Al 燃料の孔施工壁衝突試験による確認

Wilton は、推進薬 ClF₃/PBAN+Al 固体燃料の組合せで、孔施工壁への衝突試験を実施した[32]。その結果を用いて、これまでに構築したモデルの有効性を確認する。

供試体は、孔施工壁衝突試験#5 と若干異なる。まず、推進薬を充填した円柱形タンクは

ϕ 0.4064m/L0.5271m である。点火用 N_2H_4 は供試体に搭載されていない。推進薬質量は 90.7184kg と減少するがタンク板厚が増加しタンクの質量が増え、供試体質量は 108.9274kg である。印加エネルギーは以下である。

$$W = \frac{1}{2} \times 108.9274 \times 179.8320^2 = 1.7667[MJ] \quad (109)$$

固体燃料の質量 M 27.2155kg、体積 V_f 0.0198m³ より、粉塵質量 m は以下である。

$$m = 27.2155 \times \frac{1}{1 + \frac{743.829}{\left(\frac{1.7667}{1.303 \times 0.0198}\right)^{1.00418}}} = 2.3237[kg] \quad (110)$$

ClF_3 は 63.5029kg である。#5 の $\eta_{fuel} = 0.05$ 、 $\eta_{oxidizer} = 0.01$ を用いると、 m_{fuel_ef} 、 $m_{oxidizer_ef}$ は以下である。

$$m_{fuel_ef} = 2.3237 \times 0.05 = 0.1162[kg] \quad (111)$$

$$m_{oxidizer_ef} = 63.5029 \times 0.01 = 0.6350[kg] \quad (112)$$

次に推進薬タンクの容積 V_{tank} は板厚や仕切りを考慮すると 0.0616m³ である。従って O/F と密度は以下である。ただし $\eta_v = 0.05$ である。

$$O/F_{center} = \frac{0.6350}{0.1162} = 5.4657 \quad (113)$$

$$\rho_{center} = \frac{0.1162 + 0.6350}{0.0616 \times 0.05} = 243.8083[kg/m^3] \quad (114)$$

また爆心と大気境界 r_0 は式(63)から以下である。

$$r_0 = \sqrt[3]{\frac{3 \times 0.0616 \times 0.05}{\pi}} = 0.1433[m] \quad (115)$$

以上を用いて、4000 分割で流体解析を実行すると表 3.4.1 の結果が得られる。

表 3.4.1 ClF₃/PBAN+Al 燃料孔施工壁衝突試験の算出値と実験値の比較

		測定位置	6.58m	10.21m	19.72m
ピーク過圧 [x10 ⁴ Pa]	算出値		2.7	1.3	0.6
	実験値		3.3	1.2	0.4
相対誤差[-]			0.18	0.08	0.50
過圧インパルス [x10Pa·s]	算出値		3.9	2.5	1.3
	実験値		6.5	2.1	1.0
相対誤差[-]			0.40	0.16	0.30

誤差関数 $E_r = 0.751$ であり、これまでのフィッティングで実行してきた計算の誤差関数と遜色ない結果である。算出値と実験値の比較グラフを以下に示す。

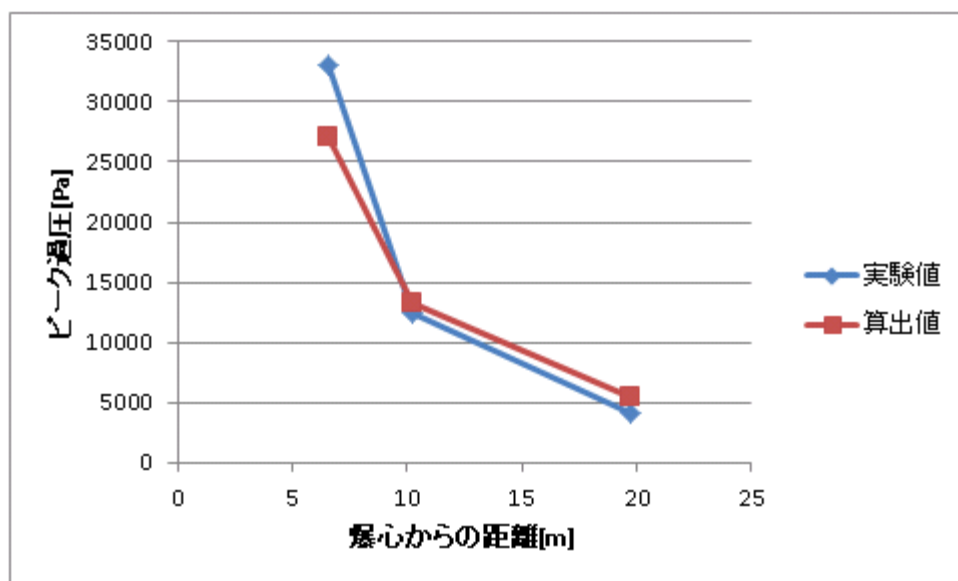


図 3.4.1.1 ClF₃/PBAN+Al 燃料孔施工壁衝突試験のピーク過圧の実験値と算出値の比較

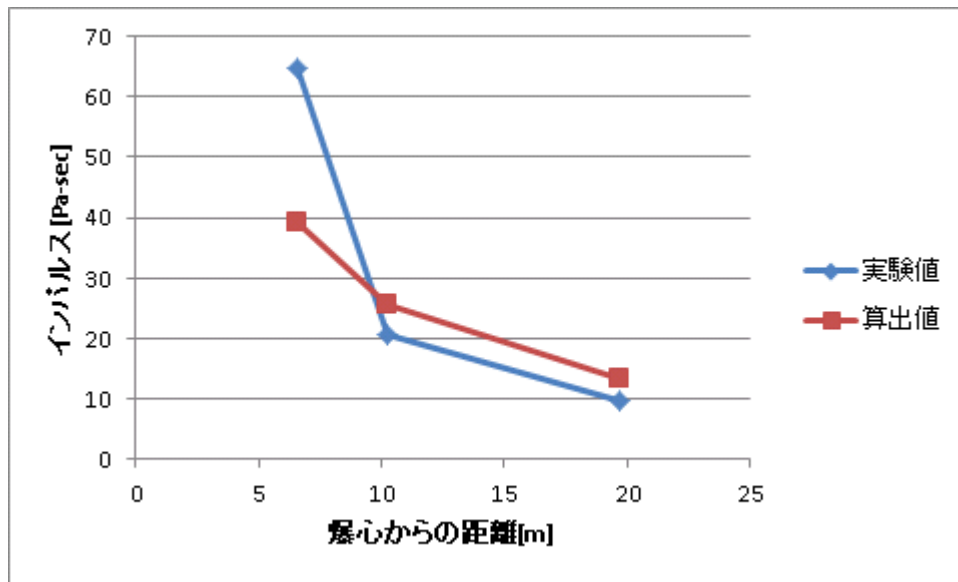


図 3.4.1.2 ClF₃/PBAN+Al 燃料孔施工壁衝突試験の過圧インパルスの実験値と算出値の比較

なお、ClF₃の酸化剤としての性質は、N₂O₄と比較して以下のような違いがある。

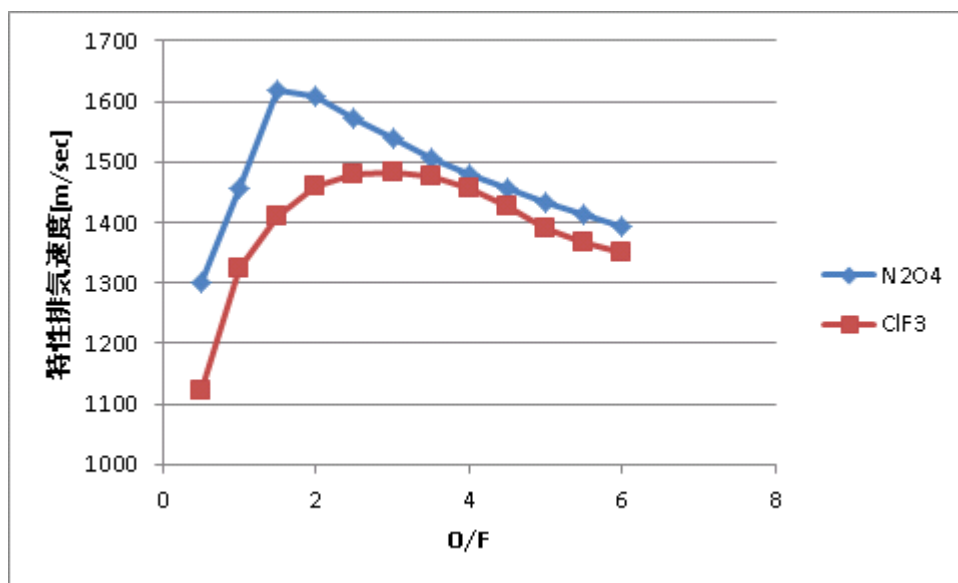


図 3.4.1.3 PBAN+Al 燃料との組合せによる性能比較 (燃烧压 1MPa、NASA CEA による[41])

上のグラフから、特性排気速度 C*において、N₂O₄が O/F=1.5、ClF₃では O/F=3.0 で最高値となる。また最高値には約 100m/sec の差がある。今回の爆心の O/F=5.5 付近では約 50m/sec の差である。

3.4.2 N₂O₄/PBAN+Al 燃料の落下試験による確認

Wilton は、推進薬 N₂O₄/PBAN+Al 固体燃料の組合せで、落下塔からの落下試験を実施した[32]。ただし、Wilton によれば、落下試験では明確な圧力変動の測定ができなかった。そこで Wilton は、測定に用いている機器で圧力測定ができない場合に考えられる上限の圧力値で TNT 換算率を検討し、落下試験の TNT 換算率を<0.01%とした[32]。従って、ここではピーク過圧から TNT 換算率を求めて 0.01%と比較し、数理モデルの有効性を確認する。

供試体は、爆薬試験#243、244 と同じである。これを高さ 30.78m から落下させると、地面到達直前の速度は 22.86m/sec 以下となる(文献[32]には明確な値の記載がなく、~75fts となっている)。そこで、仮に速度 22.86m/sec (=75fts) として計算を進める。すると印加エネルギーは以下である。

$$W = \frac{1}{2} \times 96.258 \times 22.86^2 = 25151[J] \quad (116)$$

$$m = 36.2874 \times \frac{1}{1 + \frac{\frac{1}{743.829}}{\left(\frac{25151}{1.303 \times 10^6 \times 0.0264}\right)^{1.00418}}} = 35.563[g] \quad (117)$$

#4 の $\eta_{fuel} = \eta_{oxidizer} = \eta_v = 0.01$ を用いると、O/F や密度、爆心ガスの境界は以下である。

$$m_{fuel_ef} = 0.01 \times (35.563 \times 10^{-3} + 0.2268) = 2.6236[g] \quad (118)$$

$$m_{oxidizer_ef} = 0.01 \times 54.4310 = 0.54431[kg] \quad (119)$$

$$O/F_{center} = \frac{0.54431}{2.6236 \times 10^{-3}} = 207.47 \quad (120)$$

$$\rho_{center} = \frac{2.6236 \times 10^{-3} + 0.54431}{0.01 \times 0.0872} = 627.49[kg/m^3] \quad (121)$$

$$r_0 = \sqrt[3]{\frac{3 \times 0.0872 \times 0.01}{2\pi}} = 0.07466[m] \quad (122)$$

以上を用いて、4000 分割で流体解析を実行すると、表 3.4.2.1 の結果が得られる。

表 3.4.2.1 N₂O₄/PBAN+Al 燃料落下試験のピーク過圧

測定位置[m]	0.40	0.70	1.13
ピーク過圧 [x10 ⁴ Pa]	12.4	0.7	0.4

このピーク過圧と位置、推進薬質量 90.7185kg から TNT 換算率を求めるには、2.10 項式(74) の C、n を定める必要がある。詳細は 4.3 項で述べるが、検討の結果、換算距離 Z が 1.2 以下

の場合は $C = 1.1671$ 、 $n = -1.951$ 、1.2 超の場合は $C = 1.09518$ 、 $n = -1.60217$ とした。式(73)に C 、 n の両組合せを代入して Z を求めると、いずれの組合せでも0.40mデータで $Z \leq 1.2$ 、残りは $Z > 1.2$ となる。従って0.40mデータと $C = 1.1671$ 、 $n = -1.951$ 、残りのデータは $C = 1.0838$ 、 $n = -1.545$ とともに式(74)に代入すると表3.4.2.2となり、0.01未満の値が得られる。

表 3.4.2.2 $N_2O_4/PBAN+Al$ 燃料落下試験の TNT 換算率

測定位置[m]	0.40	0.70	1.13
TNT 換算率 [%]	0.0018	0.0035	0.0052

3.4.3 $N_2O_4/PBAN+Al$ 燃料の孔施工壁衝突試験#3 による確認

Wilton は、推進薬 $N_2O_4/PBAN+Al$ 固体燃料の組合せで、孔施工壁衝突試験#5 と同様の試験#3 を実施した[32]。その結果を用いて、これまでに構築したモデルの有効性を確認する。供試体は、衝突試験#5 と同じである。衝突時の速度は 210.86m/sec である。従って印加エネルギーは以下である。

$$W = \frac{1}{2} \times 102.7456 \times 210.86^2 = 2.2841[MJ] \quad (123)$$

$$m = 36.2874 \times \frac{1}{1 + \frac{743.829}{\left(\frac{2.2841}{1.303 \times 0.0264}\right)^{1.00418}}} = 3.0202[kg] \quad (124)$$

#5 の $\eta_{fuel} = 0.05$ 、 $\eta_{oxidizer} = 0.01$ 、 $\eta_v = 0.05$ を用いると、O/F や密度、爆心ガスの境界は以下である。

$$m_{fuel_ef} = 0.05 \times (3.0202 + 0.2268) = 0.16235[kg] \quad (125)$$

$$m_{oxidizer_ef} = 0.01 \times 54.4310 = 0.54431[kg] \quad (126)$$

$$O/F_{center} = \frac{0.54431}{0.16235} = 3.3527 \quad (127)$$

$$\rho_{center} = \frac{0.16235 + 0.54431}{0.05 \times 0.0863} = 163.69[kg/m^3] \quad (128)$$

$$r_0 = \sqrt[3]{\frac{3 \times 0.0863 \times 0.05}{\pi}} = 0.16034[m] \quad (129)$$

以上を用いて、4000 分割で流体解析を実行すると以下の結果が得られる。データ取得に不備のある過圧インパルスを除き、ピーク過圧で値を比較する。

表 3.4.3 N₂O₄/PBAN+Al 燃料の孔施工壁衝突試験#3 の算出値と実験値の比較

測定位置		3.96m	7.01m	11.28m	20.42m
ピーク過圧 [x10 ⁴ Pa]	算出値	8.6	3.0	1.4	0.6
	実験値	9.0	4.9	2.2	1.0
相対誤差[-]		0.04	0.39	0.36	0.4

この相対誤差の二乗平均和は $E_r = 0.666$ で、これまでのフィッティングで実行してきた計算の誤差関数と遜色ない結果である。算出値と実験値の比較グラフを以下に示す。

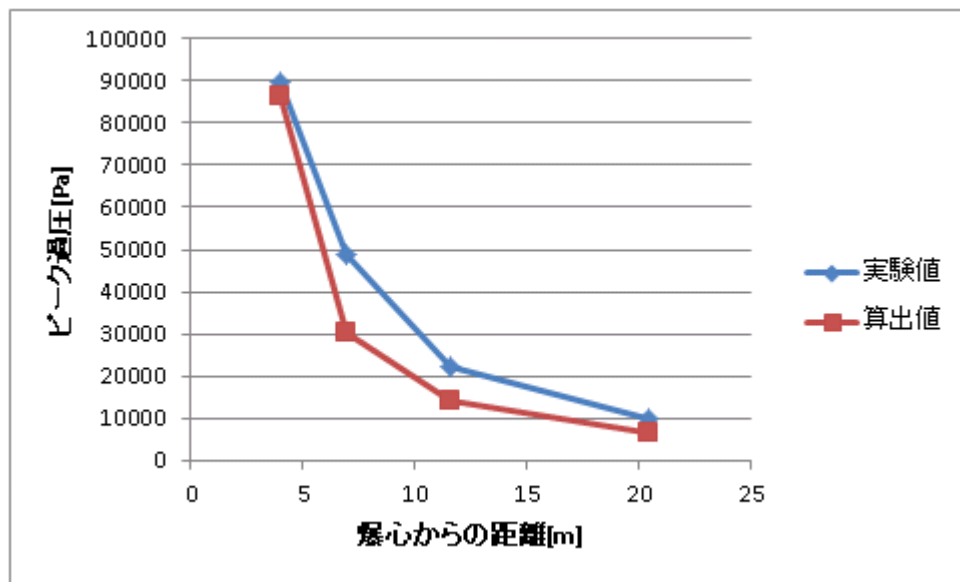


図 3.4.3 N₂O₄/PBAN+Al 燃料孔施工壁衝突試験#3 のピーク過圧の実験値と算出値の比較

3.5 第 3 章のまとめ

- 平面壁衝突 (衝突試験#4) ・孔施工壁衝突 (衝突試験#5) ・燃料近傍爆破 (爆薬試験#243) ・酸化剤近傍爆破 (爆薬試験#244) に対するフィッティングパラメータ η_{fuel} 、 $\eta_{oxidizer}$ 、 η_v と、その結果得られる数理モデルの解と実験データとの相対誤差の二乗平均和 E_r を表 3.5 に示す。全ての E_r は指定の誤差範囲 $E_r \leq 1.0$ に収まっている。またこれらのフィッティングパラメータは全て、燃料破碎過程と外部仕事を除く全過程についてのエネルギー効率 η の制約である $0 \leq \eta \leq 1$ を満たしている。

表 3.5 各シナリオのフィッティングパラメータ

シナリオ	試験 No.	η_{fuel}	$\eta_{oxidizer}$	η_v	E_r
平面壁衝突	#4	0.01	0.01	0.01	0.639
孔施工壁衝突	#5	0.05	0.01	0.05	0.917
燃料近傍爆破	#243	0.25	0.75	1	0.464
酸化剤近傍爆破	#244	0.25	0.5	0.75	0.424

- 酸化剤とタンク形状の異なる 1 ケース、酸化剤・タンクは同じだが衝突時の速度が異なる 2 ケースにおいて数理モデルを適用し実験データと比較したところ、相対誤差の二乗平均和 E_r を確認できるケース（ ClF_3 を用いた試験と孔施工壁衝突試験#3）ではいずれも E_r が 1.0 以下となった。これは 3.2.1 項で定めた指定の誤差範囲内である。また E_r を確認できないケース（落下試験）でも、TNT 換算率が Wilton の示す範囲内<0.01% に収まったため、Wilton の実験データに近い結果が得られたと推測される。これらの結果は、本研究の数理モデルの有効性を裏付けるものであると考えられる。

第4章

保安距離の評価

4.1 基本的考え方

我が国の安全対策の評価基準[5]に相当するようなハイブリッドロケットの爆風に関する保安距離を評価する。そのために、ハイブリッドロケット推進薬の TNT 換算率を得る。

ここで、本章で取り扱う整備期間および打上げ時の警戒区域とは右記である。まず整備期間の警戒区域とは、ロケット保管・組立からカウントダウン・ロケットへの衛星結合作業等の整備期間について、指定の計算式により計算した保安距離を半径とし、作業地点を中心とする円内のことである。次に打上げ時の警戒区域とは、地上安全に係わる警戒区域および飛行安全に係わる警戒区域のうち、いずれかに含まれる区域の全てであり、地上安全に係る警戒区域は、爆風、飛散物、ファイアボールによる放射熱等について、それぞれ計算した保安距離のうち最も大きいものを半径とし、射点を中心とする円内のことである。本研究では打上げ時の警戒区域のうち、地上安全の爆風に対する保安距離に関する指標を与える。

なお、本研究で TNT 換算率の評価を行うハイブリッドロケット推進薬は、非爆発性となるハイブリッドロケット推進薬のうち、1.2.2(2)項で近年多く採用されているとして取り上げた材料とする。すなわち燃料は HTPB、ワックス、ポリエチレン、酸化剤は LO_2 である。また、 N_2O_4 や、厳密に非爆発性ではないが N_2O でも同様の評価を一部の条件で実施し、酸化剤変更の影響を確認する。

評価基準[5]では、整備期間の警戒区域が指定されている推進薬は固体推進薬およびヒドラジン類・四酸化二窒素類である。これらは単体で可燃性や毒性を有するが、ストアラブルな推進薬であるこれらの推進薬が、整備期間中のロケット・衛星等に既存であることを想定して警戒区域を指定したものと考える。一方クライオであり、基本的に打上げ直前にタンク充填される LO_2/LH_2 を明確に指定した警戒区域の記述は無い。ただし、整備期間中の極低温点検・発射リハーサル時は打上げ時の警戒区域に準ずるという記述があり、これには LO_2/LH_2 の使用が想定されているものとする。

この評価基準の内容に沿ってハイブリッドロケット推進薬の整備期間における警戒区域を考えるならば、HTPB、ワックス等の燃料はストアラブルだが単体での可燃性や毒性を有さず、それ自体の保安距離を指定する必要はない。そして LO_2 はクライオであって打上げ直前の充填となる。このような状況から、ハイブリッドロケット推進薬における整備期間中の警戒区域とは、燃料の種類に係わらず以下である。

- ハイブリッドロケット推進薬においては、極低温点検・発射リハーサル時を除く整備期間中の警戒区域は指定しない。
- ハイブリッドロケット推進薬においては、極低温点検・発射リハーサル時の警戒区域は打上げ時の警戒区域に準ずる。

打上げ時の警戒区域で地上安全の爆風に対する保安距離においては、固体推進薬、ヒドラジン類・四酸化二窒素類、LO₂/LH₂、火工品について、評価基準[5]に指定がある。爆風の保安距離を表す式(1)の TNT 換算率[-](下式中 T_e)も指定されており、固体推進薬で 0.05、ヒドラジン類・四酸化二窒素類で 0.1、火工品で 1、LO₂/LH₂ で $6.7w_p^{-1/3}$ である。

ハイブリッドロケット推進薬では粉塵生成質量が事故発生時のロケットのコンフィギュレーションや周囲環境に大きく影響を受けるため、2章で検討したシナリオ毎に TNT 換算率を求める。まず各ハイブリッドロケット推進薬におけるシナリオ毎のピーク過圧・過圧インパルスを、それぞれのフィッティング時に生じた相対誤差を考慮した上で、算出する。TNT 換算率の計算に用いるのはピーク過圧であるが、Wilton 実験データとの比較実施を想定して、過圧インパルスも算出する。

4.2 ハイブリッドロケット推進薬のピーク過圧および過圧インパルス

(1) 平面壁衝突時

このシナリオの TNT 換算率を得るためには、Wilton 衝突試験#4 結果のフィッティングにおいて同定したパラメータ $\eta_{fuel} = \eta_{oxidizer} = \eta_v = 0.01$ を用いて算出する。

a. LO₂/HTPB

LO₂/HTPB のピーク過圧と過圧インパルスを算出するにあたり、まずは粉塵質量を求める。Wilton の衝突試験#4 に合わせて HTPB が 36.287kg、LO₂ が 54.431kg、これらを保持するタンクでトータル 102.4166kg の供試体が 180.3502m/sec で平面壁に衝突するとき、供試体の運動エネルギーは以下である。

$$W = \frac{1}{2} \times 102.4166 \times 180.3502^2 = 1.6656[MJ] \quad (130)$$

靱性 K'_c は、HTPB の破断応力 5.2MPa 及び破断歪み 3.0[-]より 15.6MPa とする[64]。固体燃料の質量 M は 36.2874kg、体積 V_f は 0.0390m³である。ただし HTPB の密度は 930kg/m³である[65]。従って粉塵質量 m は式(21)より以下である。

$$m = 36.2874 \times \frac{1}{1 + \frac{743.829}{\left(\frac{1.6656}{15.6 \times 0.0390}\right)^{1.00418}}} = 0.1336[kg] \quad (131)$$

次に推進薬タンクの容積 V_{tank} 0.0863m³より

$$O/F_{center} = \frac{54.431 \times 0.01}{0.1336 \times 0.01} = 407.5321 \quad (132)$$

$$\rho_{center} = \frac{0.1336 \times 0.01 + 54.431 \times 0.01}{0.0863 \times 0.01} = 631.9691 [kg/m^3] \quad (133)$$

また爆心と大気境界 r_0 は以下である。

$$r_0 = \sqrt[3]{\frac{3 \times 0.0863 \times 0.01}{\pi}} = 0.09377 [m] \quad (134)$$

このとき、表 4.2.1 のピーク過圧と過圧インパルスを得る。

表 4.2.1 平面壁衝突時のピーク過圧および過圧インパルス (LO₂/HTPB)

測定位置	3.96m	7.01m	11.28m	20.42m
ピーク過圧 [x10 ⁴ Pa]	1.3	0.6	0.3	0.2
過圧インパルス [x10Pa·sec]	2.1	2.0	0.9	0.6

この結果はピーク過圧・過圧インパルスとも、3.2.1 項の Wilton の平面壁衝突結果よりも若干小さい結果である。これは生成する粉塵質量が PBAN+Al 燃料の 2.2571kg よりも HTPB では 0.1336kg と小さく、従って燃焼質量が 0.5692[kg] から 0.5456kg に減少するためと考えられる。

推進薬の搭載質量が同じで燃料・酸化剤の内訳が異なる場合にその変更が圧力変動に与える影響の確認を、表 4.2.2 のケースで実施する。質量が同じなので供試体の運動エネルギーは 1.6656MJ で変わらない。

表 4.2.2 平面壁衝突時の LO₂/HTPB の搭載質量内訳変更

No.	燃料質量 [kg]	酸化剤質量 [kg]	粉塵質量 [kg]	O/F	密度 [kg/m ³]
内訳変更 1	90.1741	0.5443	0.1333	4.0818	7.8486
内訳変更 2	85.2753	5.4431	0.1334	40.8123	64.5869
内訳変更前	36.2874	54.4310	0.1336	407.5321	631.9691

表 4.2.2 のいずれのケースも、燃料質量と酸化剤質量の合計は 90.7184kg で同一である。燃料の質量が各ケースで異なるが、粉塵質量にはあまり影響がない。燃料の質量が変化すると、燃料の体積も変化するので、質量変化の効果が打ち消しあうためである。結局推進薬中の燃料と酸化剤の質量の内訳を変更しても、粉塵質量はほぼ同じ値となることわかる。一方、内訳の変更は O/F と密度には大きな影響を与える。酸化剤の質量の変更が O/F、密

度の算出に直接影響するためである。その結果、ピーク過圧と過圧インパルスの値も内訳変更前と変更後では大きく変化する。ピーク過圧と過圧インパルスを表 4.2.3 に示す。

表 4.2.3 平面壁衝突時のピーク過圧および過圧インパルス (LO₂/HTPB、内訳変更)

測定位置	No.	3.96m	7.01m	11.28m	20.42m
ピーク過圧 [x10 ⁴ Pa]	内訳変更 1	0.6	0.3	0.2	0.1
	内訳変更 2	0.9	0.4	0.3	0.2
	内訳変更前	1.3	0.6	0.3	0.2
過圧インパルス [x10Pa-sec]	内訳変更 1	0.3	0.3	0.1	0.1
	内訳変更 2	0.6	0.7	0.3	0.3
	内訳変更前	2.1	2.0	0.9	0.6

ここでの変更範囲では、表 4.2.2 の密度の大小関係をそのまま反映したピーク過圧・過圧インパルスの大小関係となっている。このように、ピーク過圧と過圧インパルスは、搭載推進薬の燃料・酸化剤質量の内訳、言い換えれば搭載推進薬の O/F によって、変化することがわかる。

b. LO₂/ワックス (FT-0070)

HTPB と同じ運動エネルギー 1.6656MJ における FT-0070 の粉塵質量を求める。靱性 K'_c は、FT-0070 の破断応力 1.0MPa 及び破断歪み 0.015[-] より 0.015MPa とする [66]。固体燃料の質量 M は 36.2874kg、体積 V_f は 0.0477m³ である。ただし FT-0070 の密度は 760kg/m³ である [67]。従って粉塵質量 m は式(21)より以下である。

$$m = 36.2874 \times \frac{1}{1 + \frac{743.829}{\left(\frac{1.6656}{(0.015 \times 0.0477)}\right)^{1.00418}}} = 27.7078[kg] \quad (135)$$

推進薬タンクの容積 V_{tank} は HTPB と同じ 0.0863m³ である。

$$O/F_{center} = \frac{54.431 \times 0.01}{27.7078 \times 0.01} = 1.9645 \quad (136)$$

$$\rho_{center} = \frac{27.7078 \times 0.01 + 54.431 \times 0.01}{0.0863 \times 0.01} = 951.3353[kg/m^3] \quad (137)$$

また爆心と大気境界 r_0 は HTPB と同じ 0.09377m である。このとき、表 4.2.4 のピーク過圧と過圧インパルスを得る。

表 4.2.4 平面壁衝突時のピーク過圧および過圧インパルス (LO₂/FT-0070)

測定位置	3.96m	7.01m	11.28m	20.42m
ピーク過圧 [x10 ⁴ Pa]	3.0	1.2	0.7	0.4
過圧インパルス [x10Pa·sec]	3.9	3.9	1.7	1.5

この結果は表 4.2.1 の HTPB とは逆に、Wilton の結果よりも大きい。生成する粉塵質量が 27.7078kg と大きいことで、燃焼質量が 0.8214kg と増加することが原因と考えられる。LO₂/HTPB の場合は粉塵質量 0.1336kg、燃焼質量 0.5456kg である。

c. LO₂/ポリエチレン

HTPB と同じ運動エネルギー 1.6656MJ におけるポリエチレンの粉塵質量を求める。靱性 K'_c は、ポリエチレンの破断応力 29.9103MPa 及び破断歪み 0.575[-] より 17.1984MPa とする。ポリエチレンの密度は 970kg/m³ である [68]。固体燃料の質量 M は 36.2874kg、体積 V_f は 0.0374m³ である。従って粉塵質量 m は式(21)より以下である。

$$m = 36.2874 \times \frac{1}{1 + \frac{743.829}{\left(\frac{1.6656}{17.1984 \times 0.0374}\right)^{1.00418}}} = 0.1264[kg] \quad (138)$$

推進薬タンクの容積 V_{tank} は HTPB と同じ 0.0863m³ である。

$$O/F_{center} = \frac{54.431 \times 0.01}{0.1264 \times 0.01} = 430.7754 \quad (139)$$

$$\rho_{center} = \frac{0.1264 \times 0.01 + 54.431 \times 0.01}{0.0863 \times 0.01} = 631.8856[kg/m^3] \quad (140)$$

また爆心と大気境界 r_0 は HTPB と同じ 0.09377m である。このとき、表 4.2.5 のピーク過圧と過圧インパルスを得る。

表 4.2.5 平面壁衝突時のピーク過圧および過圧インパルス (LO₂/ポリエチレン)

測定位置	3.96m	7.01m	11.28m	20.42m
ピーク過圧 [x10 ⁴ Pa]	1.3	0.6	0.3	0.2
過圧インパルス [x10Pa·sec]	2.1	2.0	0.9	0.6

この結果は HTPB と変わらない。ここで用いている HTPB とポリエチレンの靱性や密度といった物性値が近いために、得られる粉塵の量が HTPB で 0.1336kg、ポリエチレンで 0.1264kg と類似していることが原因と考えられる。HTPB の靱性は 15.6MPa、密度 930kg/m³、ポリエチレンの靱性は 17.2MPa、密度 970 kg/m³である。

d. その他の酸化剤・N₂O₄/HTPB および N₂O/HTPB

これまでと同じ運動エネルギー1.6656MJ では、HTPB の粉塵質量は 0.1336kg である。酸化剤の種類を変更するのみで、酸化剤 N₂O₄ 質量を LO₂/HTPB と同じ 54.4310kg とする場合、O/F、密度も LO₂/HTPB と同じで O/F は 407.5321、密度は 631.9691kg/m³、爆心ガスの境界位置は 0.09377m である。このとき、表 4.2.6-7 のピーク過圧と過圧インパルスを得る。

表 4.2.6 平面壁衝突時のピーク過圧および過圧インパルス (N₂O₄/HTPB)

測定位置	3.96m	7.01m	11.28m	20.42m
ピーク過圧 [x10 ⁴ Pa]	1.0	0.5	0.3	0.2
過圧インパルス [x10Pa·sec]	1.8	1.8	0.7	0.5

表 4.2.7 平面壁衝突時のピーク過圧および過圧インパルス (N₂O/HTPB)

測定位置	3.96m	7.01m	11.28m	20.42m
ピーク過圧 [x10 ⁴ Pa]	4.0	1.6	0.9	0.5
過圧インパルス [x10Pa·sec]	3.8	4.0	1.8	1.9

LO₂/HTPB と比較して N₂O/HTPB で最も圧力変動が大きく、次が LO₂/HTPB、N₂O₄/HTPB の順である。この差は図 4.2 に示す酸化剤の性質による。

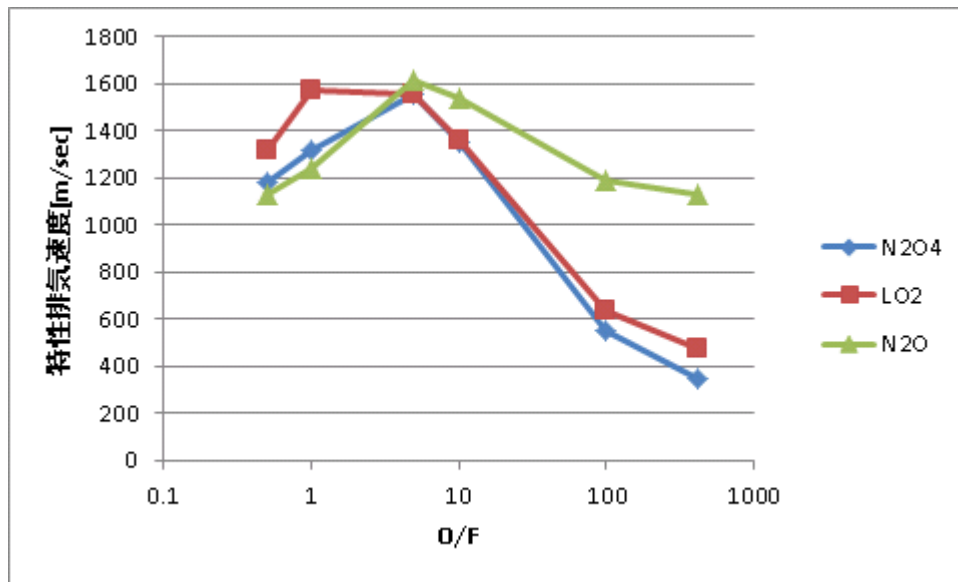


図 4.2 各種酸化剤/HTPB の特性排気速度

本項での $O/F=407.5321$ では $N_2O/HTPB$ 、 $LO_2/HTPB$ 、 $N_2O_4/HTPB$ の順で特性排気速度が高く、圧力変動の結果と一致する。 $N_2O/HTPB$ において特性排気速度が最高となる値を超えて O/F が増加しても特性排気速度の低下が抑制されることは、性能面では有利であるが、安全面では不利に働く可能性があることが、表 4.2.6-7 の結果によって示されている。

(2) 孔施工壁衝突時

このシナリオの TNT 換算率を得るためには、Wilton 衝突試験#5 結果のフィッティングにおいて同定したパラメータ $\eta_{fuel} = 0.05$ 、 $\eta_{oxidizer} = 0.01$ 、 $\eta_v = 0.05$ を用いて算出する。

a. $LO_2/HTPB$

$LO_2/HTPB$ の粉塵質量を求める。Wilton の衝突試験#5 に合わせて HTPB が 36.287kg、 LO_2 が 54.431kg、これらを保持するタンクでトータル 102.4166kg の供試体が 178.8566m/sec で孔施工壁に衝突するとき、供試体の運動エネルギーは以下である。

$$W = \frac{1}{2} \times 102.4166 \times 178.8566^2 = 1.6381[MJ] \quad (141)$$

粉塵質量 m は以下である。

$$m = 36.2874 \times \frac{1}{1 + \frac{743.829}{\left(\frac{1.6381}{15.6 \times 0.0390}\right)^{1.00418}}} = 0.1314[kg] \quad (142)$$

推進薬タンクの容積 V_{tank} 0.0863m³より

$$O/F_{center} = \frac{54.431 \times 0.01}{0.1314 \times 0.05} = 82.8740 \quad (143)$$

$$\rho_{center} = \frac{0.1314 \times 0.05 + 54.431 \times 0.01}{0.0863 \times 0.05} = 127.6058 [kg/m^3] \quad (144)$$

また爆心と大気境界 r_0 は0.1603mである。このとき、表4.2.8のピーク過圧と過圧インパルスを得る。

表 4.2.8 孔施工壁衝突時のピーク過圧および過圧インパルス (LO₂/HTPB)

測定位置	3.96m	7.01m	11.28m	20.42m
ピーク過圧 [x10 ⁴ Pa]	1.9	1.3	0.6	0.3
過圧インパルス [x10Pa·sec]	3.5	3.6	1.6	1.0

これらの値は表4.2.1の値よりも大きく、孔施工壁で平面壁よりもピーク過圧・過圧インパルスが大きくなる Wilton の結果の傾向を再現している。衝突速度が平面壁で180.3502m/sec、孔施工壁で178.8566m/secと、平面壁におけるよりも若干小さいために算出される粉塵質量は#4で0.1336kg、#5で0.1314kgと小さくなるが、フィッティングの結果の η_{fuel} が0.01から0.05に上昇するために、燃焼質量が#4の0.5456kgから#5の0.5509kgと大きくなり、ピーク過圧・過圧インパルスが大きくなったものと考えられる。

b. LO₂/ワックス (FT-0070)

HTPBと同じ運動エネルギー1.6381MJにおけるFT-0070の粉塵質量を求める。

$$m = 36.2874 \times \frac{1}{1 + \frac{743.829}{\left(\frac{1.6381}{0.015 \times 0.0477}\right)^{1.00418}}} = 27.5980 [kg] \quad (145)$$

推進薬タンクの容積 V_{tank} 0.0863m³、爆心と大気境界 r_0 0.1603mは同じである。

$$O/F_{center} = \frac{54.431 \times 0.01}{27.5980 \times 0.05} = 0.3945 \quad (146)$$

$$\rho_{center} = \frac{27.5980 \times 0.05 + 54.431 \times 0.01}{0.0863 \times 0.05} = 445.7248 [kg/m^3] \quad (147)$$

このとき、表4.2.9のピーク過圧と過圧インパルスを得る。

表 4.2.9 孔施工壁衝突時のピーク過圧および過圧インパルス (LO₂/FT-0070)

測定位置	3.96m	7.01m	11.28m	20.42m
ピーク過圧 [x10 ⁴ Pa]	18.5	8.6	3.1	1.2
過圧インパルス [x10Pa·sec]	22.0	26.4	12.5	10.3

表 4.2.4、4.2.8 よりも大きい値を示し、平面壁よりも孔施工壁で、HTPB よりも FT-0070 でピーク過圧・過圧インパルスが大きいというこれまでの傾向を踏襲している。

c. LO₂/ポリエチレン

HTPB と同じ運動エネルギー1.6381MJ におけるポリエチレンの粉塵質量を求める。

$$m = 36.2874 \times \frac{1}{1 + \frac{743.829}{\left(\frac{1.6381}{17.1984 \times 0.0374}\right)^{1.00418}}} = 0.1243[kg] \quad (148)$$

推進薬タンクの容積 V_{tank} 0.0863m³、爆心と大気境界 r_0 0.1603m は同じである。

$$O/F_{center} = \frac{54.431 \times 0.01}{0.1243 \times 0.05} = 87.6010 \quad (149)$$

$$\rho_{center} = \frac{0.1243 \times 0.05 + 54.431 \times 0.01}{0.0863 \times 0.05} = 127.5237[kg/m^3] \quad (150)$$

このとき、表 4.2.10 のピーク過圧と過圧インパルスを得る。平面壁の結果と同様に、HTPB の値と変わらない。

表 4.2.10 孔施工壁衝突時のピーク過圧および過圧インパルス (LO₂/ポリエチレン)

測定位置	3.96m	7.01m	11.28m	20.42m
ピーク過圧 [x10 ⁴ Pa]	1.9	1.3	0.6	0.3
過圧インパルス [x10Pa·sec]	3.5	3.6	1.6	1.0

(3) 燃料に近い位置での爆薬爆発時

このシナリオの TNT 換算率を得るためには、Wilton 爆薬試験#243 結果のフィッティングにおいて同定したパラメータ $\eta_{fuel} = 0.25$ 、 $\eta_{oxidizer} = 0.75$ 、 $\eta_v = 1$ を用いて算出する。

a. LO₂/HTPB

LO₂/HTPBの粉塵質量を求める。Wiltonの爆薬試験#243に合わせてHTPBが36.287kg、LO₂が54.431kg、これらの上部で13.6078kgのコンポジションB爆薬が爆発するとき、供試体に与えられる爆薬の解放エネルギーは以下である。

$$W = 1.33 \times 13.6078 \times 1000 \times 4184 = 75.7234[MJ] \quad (151)$$

粉塵質量 m は以下である。

$$m = 36.2874 \times \frac{1}{1 + \frac{743.829}{\left(\frac{75.7234}{15.6 \times 0.0390}\right)^{1.00418}}} = 5.2898[kg] \quad (152)$$

推進薬タンクの容積 V_{tank} 0.0872m³より

$$O/F_{center} = \frac{54.431 \times 0.75}{5.2898 \times 0.25} = 30.8692 \quad (153)$$

$$\rho_{center} = \frac{5.2898 \times 0.25 + 54.431 \times 0.75}{0.0872 \times 1} = 483.5337[kg/m^3] \quad (154)$$

また爆心と大気境界 r_0 は0.3465mである。このとき、表4.2.11のピーク過圧と過圧インパルスを得る。

表 4.2.11 燃料に近い爆薬爆発時のピーク過圧および過圧インパルス (LO₂/HTPB)

測定位置	7.01m	11.28m	20.42m	35.66m	60.96m
ピーク過圧 [x10 ⁴ Pa]	14.7	4.9	1.5	0.8	0.4
過圧インパルス [x10Pa·sec]	21.7	16.6	9.4	5.6	3.0

HTPBにおいて各種シナリオを通じて最大の値である。燃料近傍爆破シナリオのピーク過圧や過圧インパルスが最も大きくなるという、Wiltonの試験結果の傾向を再現している。

b. LO₂/ワックス (FT-0070)

HTPBと同じ運動エネルギー75.7234MJにおけるFT-0070の粉塵質量を求める。

$$m = 36.2874 \times \frac{1}{1 + \frac{743.829}{\left(\frac{75.7234}{0.015 \times 0.0477}\right)^{1.00418}}} = 36.0457[kg] \quad (155)$$

推進薬タンクの容積 V_{tank} 0.0872 m³、爆心と大気境界 r_0 0.3465m は同じである。

$$O/F_{center} = \frac{54.431 \times 0.75}{36.0457 \times 0.25} = 4.5302 \quad (156)$$

$$\rho_{center} = \frac{36.0457 \times 0.25 + 54.431 \times 0.75}{0.0872 \times 1} = 571.7485 [kg/m^3] \quad (157)$$

このとき、表 4.2.12 のピーク過圧と過圧インパルスを得る。

表 4.2.12 燃料に近い爆薬爆発時のピーク過圧および過圧インパルス (LO₂/FT-0070)

測定位置	7.01m	11.28m	20.42m	35.66m	60.96m
ピーク過圧 [x10 ⁴ Pa]	85.4	18.6	5.4	2.4	1.1
過圧インパルス [x10Pa·sec]	65.6	53.9	34.8	21.5	13.1

本研究の範囲内における各種シナリオ、推進薬を通じて最大のピーク過圧および過圧インパルスである。生成粉塵質量は 36.0457kg と、FT-0070 のほぼ全てが粉塵となる。燃焼質量は 49.8347kg と、これも最大である。

c. LO₂/ポリエチレン

HTPB と同じ運動エネルギー 75.7234 MJ におけるポリエチレンの粉塵質量を求める。

$$m = 36.2874 \times \frac{1}{1 + \frac{743.829}{\left(\frac{75.7234}{17.1984 \times 0.0374}\right)^{1.00418}}} = 5.0432 [kg] \quad (158)$$

推進薬タンクの容積 V_{tank} 0.0872 m³、爆心と大気境界 r_0 0.3465m は同じである。

$$O/F_{center} = \frac{54.431 \times 0.75}{5.0432 \times 0.25} = 32.3787 \quad (159)$$

$$\rho_{center} = \frac{5.0432 \times 0.25 + 54.431 \times 0.75}{0.0872 \times 1} = 482.8264 [kg/m^3] \quad (160)$$

このとき、表 4.2.13 のピーク過圧と過圧インパルスを得る。これまでと同様、HTPB の結果と変わらない。

表 4.2.13 燃料に近い爆薬爆発時のピーク過圧および過圧インパルス (LO₂/ポリエチレン)

測定位置	7.01m	11.28m	20.42m	35.66m	60.96m
ピーク過圧 [x10 ⁴ Pa]	14.7	4.9	1.5	0.8	0.4
過圧インパルス [x10Pa·sec]	21.7	16.6	9.4	5.6	3.0

(4) 酸化剤に近い位置での爆薬爆発時

このシナリオの TNT 換算率を得るためには、Wilton 爆薬試験#244 結果のフィッティングにおいて同定したパラメータ $\eta_{fuel} = 0.25$ 、 $\eta_{oxidizer} = 0.5$ 、 $\eta_v = 0.75$ を用いて算出する。

a. LO₂/HTPB

HTPB の粉塵質量は(3)項 a と同じで 5.2898kg である。

$$O/F_{center} = \frac{54.431 \times 0.5}{5.2898 \times 0.25} = 20.5794 \quad (161)$$

$$\rho_{center} = \frac{5.2898 \times 0.25 + 54.431 \times 0.5}{0.0872 \times 0.75} = 436.5511 [kg/m^3] \quad (162)$$

また爆心と大気境界 r_0 は 0.3149m である。このとき、表 4.2.14 のピーク過圧と過圧インパルスを得る。

表 4.2.14 酸化剤に近い爆薬爆発時のピーク過圧および過圧インパルス (LO₂/HTPB)

測定位置	7.01m	11.28m	20.42m	35.66m	60.96m
ピーク過圧 [x10 ⁴ Pa]	14.5	4.8	1.7	0.9	0.4
過圧インパルス [x10Pa·sec]	17.5	13.2	7.7	4.5	2.6

これらは燃料近傍爆破シナリオの LO₂/HTPB に次ぐ値であり、Wilton の試験結果の傾向に合致している。粉塵質量は燃料近傍爆破シナリオと同じであるが、酸化剤のフィッティングパラメータ $\eta_{oxidizer}$ が 0.75 から 0.5 に低下することで燃焼質量が 30.8692kg から 28.5380kg に減じる。

b. LO₂/ワックス (FT-0070)

FT-0070 の粉塵質量は(3)項 b と同じで 36.0457kg である。

$$O/F_{center} = \frac{54.431 \times 0.5}{36.0457 \times 0.25} = 3.0201 \quad (163)$$

$$\rho_{center} = \frac{36.0457 \times 0.25 + 54.431 \times 0.5}{0.0872 \times 0.75} = 554.1708 [kg/m^3] \quad (164)$$

このとき、表 4.2.15 のピーク過圧と過圧インパルスを得る。

表 4.2.15 酸化剤に近い爆薬爆発時のピーク過圧および過圧インパルス (LO₂/FT-0070)

測定位置	7.01m	11.28m	20.42m	35.66m	60.96m
ピーク過圧 [x10 ⁴ Pa]	71.8	17.9	5.2	2.4	1.1
過圧インパルス [x10Pa·sec]	58.1	47.2	30.3	18.0	10.9

これらは燃料近傍爆破シナリオの LO₂/ワックスに次ぐ値という Wilton の試験結果の傾向を再現している他、LO₂/HTPB の値よりも大きいというこれまでの傾向を踏襲している。

c. LO₂/ポリエチレン

ポリエチレンの粉塵質量は(3)項 c と同じで 5.0432kg である。

$$O/F_{center} = \frac{54.431 \times 0.5}{5.0432 \times 0.25} = 21.5858 \quad (165)$$

$$\rho_{center} = \frac{5.0432 \times 0.25 + 54.431 \times 0.5}{0.0872 \times 0.75} = 435.6079 [kg/m^3] \quad (166)$$

このとき、表 4.2.16 のピーク過圧と過圧インパルスを得る。これまでと同様、HTPB の結果と変わらない。

表 4.2.16 酸化剤に近い爆薬爆発時のピーク過圧および過圧インパルス (LO₂/ポリエチレン)

測定位置	7.01m	11.28m	20.42m	35.66m	60.96m
ピーク過圧 [x10 ⁴ Pa]	14.6	4.8	1.7	0.9	0.4
過圧インパルス [x10Pa·sec]	17.5	13.2	7.8	4.5	2.6

4.3 ハイブリッドロケット推進薬の TNT 換算率と保安距離

4.2 項のピーク過圧と位置、推進薬質量を用いて、各シナリオ・推進薬の TNT 換算率を

求める。はじめに 2.10 項式(74)の C 、 n を定める。Wilton は自身の実験データから TNT 換算率を求めるために、ペントライトの実験データを用いた[32]。Wilton はペントライト火薬 18lb (=8.2kg) を爆破し、その爆発による周囲の圧力変動を測定した (表 4.3.1)。その測定結果を用いて、Hopkinson's scaling law に基づいて TNT 換算率を評価した。

表 4.3.1 Wilton 較正試験結果[32]

測定位置	4.05m	6.95m	11.6m	20.5m
ピーク過圧 [x10 ⁴ Pa]	39	13	4.6	1.7

本研究では Sachs' scaling law に基づいて TNT 換算率を求める。TNT 換算率を求めるにあたり、表 4.3.1 のデータを再現でき、かつ TNT 換算率が時間変化や Z 変化に対して一意に定まるような C 、 n が必要である。 Z に対して TNT 換算率が平坦であることは、時間に対して TNT 換算率が平坦であることとここでは同値となる。式(74)において時間変化するのは R と p_{over} である。従って TNT 換算率が変化しないためには以下の成立が必要である。

$$\left(\frac{R^n \times C \times p_{air}}{p_{over}} \right)^{3/n} = \left(\frac{R}{Z} \right)^3 = Const. \quad (167)$$

$T_e \propto (R/Z)^3$ 、従って $(R/Z)^3 = Const.$ のとき $T_e = Const.$ である。

$Z \leq 1.2$ において $C_1 = 1.1671$ 、 $n_1 = -1.951$ 、 $Z > 1.2$ において $C_2 = 1.09518$ 、 $n_2 = -1.60217$ というように定めると、Wilton のデータを再現でき (図 4.3.1)、かつ Z に対して平坦な TNT 換算率を得ることができる (図 4.3.2)。

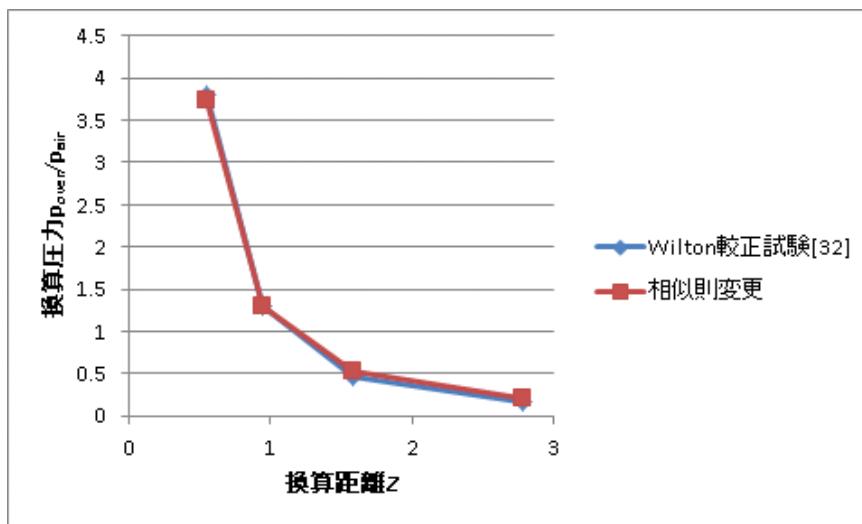


図 4.3.1 相似則と Wilton 較正試験結果との比較

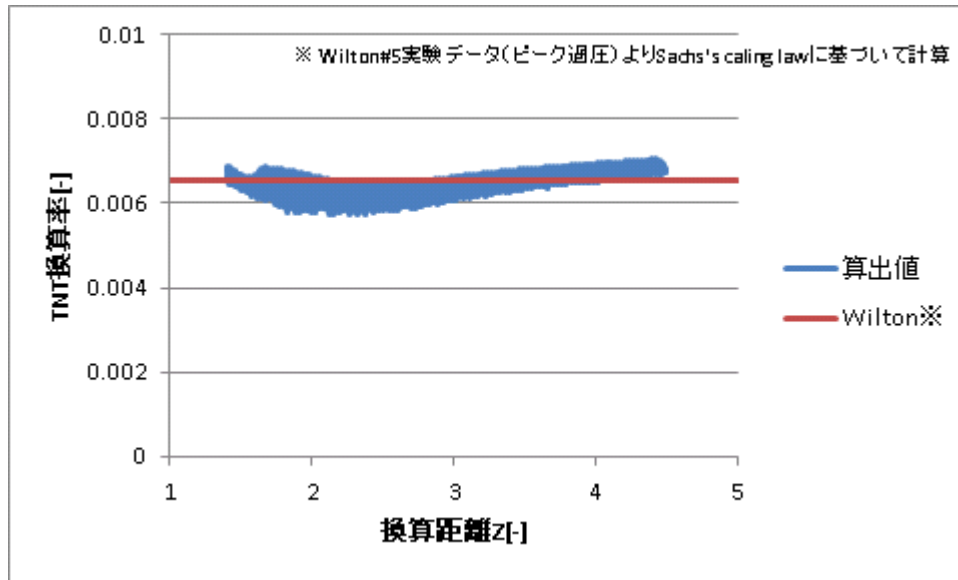


図 4.3.2 TNT 換算率の換算距離Z変化

以上より本研究では二つの C 、 n の組み合わせを用いて TNT 換算率を求めることとする。例えば平面衝突時 LO_2/HTPB の 3.96m 地点におけるピーク過圧 $1.3 \times 10^4 \text{Pa}$ の TNT 換算率を求める。式(74)に用いる C 、 n を定めるには、各組合せで Z を一つずつ求める。このケースでは $C = 1.1671$ 、 $n = -1.951$ で $Z = 3.1009$ 、 $C = 1.09518$ 、 $n = -1.60217$ で $Z = 3.8128$ である。従って Z がいずれも 1.2 超であるので $C = 1.09518$ 、 $n = -1.60217$ を式(74)に代入して

$$T_e = \frac{101.325}{90.7185 \times 4184} \times 3.96^3 \times \left(\frac{13}{1.09518 \times 101.325} \right)^{-3/-1.60217} = 0.0003 \quad (168)$$

$$Z = \left(\frac{13}{1.09518 \times 101.325} \right)^{1/-1.60217} = 3.8128 \quad (169)$$

TNT 換算率 0.0003[-]を得る。このように C 、 n を決めるためには二つの Z を予め計算して判断する必要がある。 Z は、二つのうち 1つが 1.2 以下、1つが 1.2 超とならないように調整されている。 p_{over} に対する Z の変化を表 4.3.2 に示す。

表 4.3.2 p_{over} に対する Z の変化

$p_{over}[\text{kPa}]$	Z	
	$C = 1.1671, n = -1.951$	$C = 1.09518, n = -1.60217$
82	1.2064	1.2078
83	1.1990	1.1987
84	1.1916	1.1898

TNT 換算率の式を改めて整理すると、式(74)に C 、 n を代入すると式が二つ立式され、 Z の値によって使い分けることになる。 $Z \leq 1.2$ では式(170)、 $Z > 1.2$ では式(171)を用いる。

$$T_e = \frac{p_{air}}{w_p \Delta H} R^3 \left(\frac{p_{over}}{1.1671 \times p_{air}} \right)^{-3/-1.951} \quad (170)$$

$$T_e = \frac{p_{air}}{w_p \Delta H} R^3 \left(\frac{p_{over}}{1.09518 \times p_{air}} \right)^{-3/-1.60217} \quad (171)$$

このように各 TNT 換算率を求めて平均していくと、表 4.3.3 が得られる。ただしコンポジション B 爆薬を用いた爆薬試験の評価においては、爆薬の影響を除くための処置を行う。具体的には、Wilton がコンポジション B 爆薬と水を用いて実施した試験結果のピーク過圧を使って、その TNT 換算率を爆薬試験結果の TNT 換算率から差し引く。Wilton の試験結果である 11m におけるピーク過圧 $6.0 \times 10^4 \text{Pa}$ を用いて式(168-169)と同様に水とコンポジション B の TNT 換算率を求めると、0.0978[-]である。従って 0.0978 を差し引くことになる。

表 4.3.3 ハイブリッドロケット推進薬の TNT 換算率[-]

シナリオ	LO ₂ /HTPB	LO ₂ /FT-0070	LO ₂ /ポリエチレン	N ₂ O ₄ /PBAN+Al[32]
平面壁衝突 ^{※1}	0.001	0.003	0.001	0.004
孔施工壁衝突 ^{※2}	0.002	0.043	0.001	0.014
燃料近傍で爆発 ^{※3}	0.015	0.628	0.015	0.087
酸化剤近傍で爆発 ^{※3}	0.012	0.581	0.013	0.047

※¹ 運動エネルギー1.6656MJ、燃料 36.287kg、酸化剤 54.431kg、タンク体積 0.0863m³で成立

※² 運動エネルギー1.6381MJ、燃料 36.287kg、酸化剤 54.431kg、タンク体積 0.0863m³で成立

※³ 爆薬解放エネルギー75.7234MJ、燃料 36.287kg、酸化剤 54.431kg、タンク体積 0.0872m³で成立

ワックス (FT-0070) 以外の材料においては、いずれの条件でも固体推進薬の値 0.05 を下回る結果である。一方、FT-0070 においては、爆破のシナリオで TNT 爆薬と同等の値であり、他の二つと比較して高い TNT 換算率を有することがわかる。これは、FT-0070 が HTPB やポリエチレンと比較して韌性に劣り、粉塵生成量が多く算出されることが原因である。

表 4.3.2 の TNT 換算率と推進薬質量により保安距離を求める。TNT 換算率と同様に、式(75)も C 、 n を代入すると式が二つ立式され、 Z_{sf} の値によって使い分けることになる。 Z_{sf} の値を求めるには p_{sf} の値を定める。本研究では安全評価基準[5]の値、1.073kPa を採用する。

$$Z_{sf} = \left(\frac{1.073}{1.1671 \times 101.325} \right)^{1/-1.951} = 11.137 \quad (172)$$

$$Z_{sf} = \left(\frac{1.073}{1.09518 \times 101.325} \right)^{1/-1.60217} = 18.089 \quad (173)$$

双方とも $Z_{sf} > 1.2$ であるので、本研究では $C = 1.09518$ 、 $n = -1.60217$ を採用して R_{sf} を求める。

$$R_{sf} = \left(\frac{1.073}{1.09518 \times 101.325} \right)^{-1/1.60217} \times \left(\frac{4184}{101.325} \right)^{1/3} \times (T_e \times w_p)^{1/3} = 62.5 \times (T_e \times w_p)^{1/3} [m] \quad (174)$$

式(174)を用いて保安距離を求めると表 4.3.3 の TNT 換算率では表 4.3.4 となる。

表 4.3.4 ハイブリッドロケット推進薬の保安距離[m]

シナリオ	LO ₂ /HTPB	LO ₂ /FT-0070	LO ₂ /ポリエチレン	N ₂ O ₄ /PBAN+Al
平面壁衝突 ^{※1}	29	41	29	45
孔施工壁衝突 ^{※2}	36	99	36	68
燃料近傍で爆発 ^{※3}	70	241	70	125
酸化剤近傍で爆発 ^{※3}	65	235	67	102

※¹ 運動エネルギー1.6656MJ、燃料 36.287kg、酸化剤 54.431kg、タンク体積 0.0863m³で成立

※² 運動エネルギー1.6381MJ、燃料 36.287kg、酸化剤 54.431kg、タンク体積 0.0863m³で成立

※³ 爆薬解放エネルギー75.7234MJ、燃料 36.287kg、酸化剤 54.431kg、タンク体積 0.0872m³で成立

あるいは式(174)を用いて作成した表 4.3.5 より保安距離を定めることが可能である。

表 4.3.5 保安距離[m]

推進薬質量[kg]	TNT換算率[-]						
	0.001	0.005	0.01	0.05	0.1	0.5	1
10	14	24	30	50	63	107	135
50	24	40	50	85	107	183	231
100	30	50	63	107	135	231	291
200	37	63	79	135	170	291	366
300	42	72	91	155	195	333	419
400	47	79	100	170	214	366	461
500	50	85	107	183	231	394	497
600	53	91	114	195	245	419	528
700	56	95	120	205	258	441	556
800	59	100	126	214	270	461	581
900	61	104	131	223	281	480	604
1000	63	107	135	231	291	497	626
2000	79	135	170	291	366	626	788
3000	91	155	195	333	419	716	902
4000	100	170	214	366	461	788	993
5000	107	183	231	394	497	849	1070
6000	114	195	245	419	528	902	1137
7000	120	205	258	441	556	950	1197
8000	126	214	270	461	581	993	1251
9000	131	223	281	480	604	1033	1301
10000	135	231	291	497	626	1070	1348
50000	231	394	497	849	1070	1829	2304
100000	291	497	626	1070	1348	2304	2903
500000	497	849	1070	1829	2304	3939	4963
1000000	626	1070	1348	2304	2903	4963	6253

4.4 第4章のまとめ

- 平面壁衝突・孔施工壁衝突・燃料近傍爆破・酸化剤近傍爆破、それぞれのシナリオにおける LO₂/HTPB、ワックス (FT-0070)、ポリエチレンの TNT 換算率を表 4.5 に示す。TNT 換算率は、推進薬の燃料・酸化剤質量の内訳の変更によって変化する。LO₂/HTPB、LO₂ ポリエチレンの TNT 換算率は、ここでの計算範囲において、全ての

シナリオで、我が国の安全基準[5]の固体推進薬 0.05 よりも小さい。また Wilton による $N_2O_4/PBAN+Al$ の値[32]よりも小さい。一方ワックス (FT-0070) では、シナリオによっては黒色火薬 (0.55) と同等になる[69]。

表 4.5 ハイブリッドロケット推進薬の TNT 換算率[-] (再掲)

シナリオ	LO ₂ /HTPB	LO ₂ /FT-0070	LO ₂ /ポリエチレン	N ₂ O ₄ /PBAN+Al[32]
平面壁衝突※ ¹	0.001	0.003	0.001	0.004
孔施工壁衝突※ ²	0.002	0.043	0.001	0.014
燃料近傍で爆発※ ³	0.015	0.628	0.015	0.087
酸化剤近傍で爆発※ ³	0.012	0.581	0.013	0.047

※¹ 運動エネルギー1.6656MJ、燃料 36.287kg、酸化剤 54.431kg、タンク体積 0.0863m³で成立

※² 運動エネルギー1.6381MJ、燃料 36.287kg、酸化剤 54.431kg、タンク体積 0.0863m³で成立

※³ 爆薬解放エネルギー75.7234MJ、燃料 36.287kg、酸化剤 54.431kg、タンク体積 0.0872m³で成立

- 保安距離の式は Sachs' scaling law に則った以下の式であり、式中の T_e にそれぞれの TNT 換算率、 w_p に推進薬の質量を代入することで保安距離の評価が可能になる。ただし許容ピーク過圧は 1.073kPa とする。安全評価基準[5]の式に類似した式であるが、ハイブリッド推進薬の保安距離を評価するにあたって他の推進薬と大きく異なる点は、ハイブリッド推進薬においては搭載推進薬の O/F や印加エネルギー、シナリオによって TNT 換算率の値が大きく変化するために、TNT 換算率の値を一意に定めることが困難な点にある。

$$R_{sf} = 62.5 \times (T_e \times w_p)^{1/3} [m] \quad (174)$$

第5章

打上げ事例等への保安距離評価の適用

5.1 適用手順

ハイブリッドロケット推進薬に本研究の保安距離評価を適用するには、以下の手順に従う。

(1) シナリオを定める

評価に適用するシナリオを定めるには、飛翔体のコンフィギュレーションと射場の周囲環境に関する情報が必要である。

まず飛翔体のコンフィギュレーションについては、爆薬や火薬類・反応性の高い可燃物質の有無と、有の場合はその位置を確認する。爆薬等が採用されている可能性があるのは、例えば着火装置、酸化剤気化装置、酸化剤供給装置や火工品類である。特に推進薬に近接している可能性が高いのは着火装置、気化装置、供給装置である。これに該当する場合は燃料近傍爆破あるいは酸化剤近傍爆破シナリオを適用する。

次に射場については、地面の硬軟、射場近傍の土塁やテント等の比較的脆弱な構造物・建築物の有無を確認する。一般的に射場の地面はコンクリート類で覆われており、硬い地面が該当する。硬い地面の場合は平面壁衝突シナリオを適用し、その他の場合は孔施工壁衝突シナリオを適用する。

(2) 飛翔体に印加するエネルギーを求める

爆破シナリオでは爆薬等の解放エネルギー、衝突シナリオでは飛翔体の運動エネルギーを求める。解放エネルギーは式(8)で求める。これには爆薬等の種類 (RE 係数) と質量が必要である。一方運動エネルギーは式(9)で、飛翔体総質量と衝突直前の速度が必要である。この速度は推力発生の有無によって値が変わる。射場地上安全上の運用と合わせて考慮する必要がある。例えば我が国のロケット打上げの場合、打上げ直後で指令破壊ができない3秒間にロケットが墜落する場合の爆発威力が最大とされ (地上安全の範疇において)、そのときの速度は 30m/sec とされた[25]。この速度は推力発生を無視して、自由落下で算出されたものである[25]。

(3) 粉塵質量を求める

式(21)によって粉塵質量を求める。これには(2)のエネルギーの他に燃料の質量と体積 (あるいは密度)、靱性の値が必要である。

(4) 未燃ガスの状態を求める

採用したシナリオに対応する三つの η (表 3.5) を用いて O/F、密度、ガスの体積およびガスと大気境界位置を定める。O/F は式(40)、密度は式(41)、体積は式(42)、境界位置は式(61-63)によって求める。これらの計算には粉塵質量、燃料の種類、酸化剤質量と酸化剤

の種類、タンクやモータケースの体積が必要である。

(5) 爆心ガスの状態を求める

CEA・uv 計算によって爆心ガスの状態（圧力、温度、比熱比等）を定める。実在効果を考慮する必要がある場合には、式(66-68)によって状態を求める。

(6) ピーク過圧を求める

2.7-2.8 項の流体解析によって、任意の測定点におけるピーク過圧を算出する。ピーク過圧値が許容値以下（例えば 1.073kPa）となる位置をもって、保安距離とする。

(7) TNT 換算率を求める

(6)の算出結果と爆心からの測定点までの距離および推進薬総質量を用いて、式(170-171)によって TNT 換算率を求める。このとき、式(73)にて換算距離Zの値（1.2 に対する大小）を調べることにより、(170)(171)どちらの式を用いるか判定する。

(8) 保安距離を求める

(7)の TNT 換算率を式(174)の T_e に代入して保安距離を求める。ただし許容ピーク過圧 1.073kPa を前提とする。

以上を図 5.1 に燃料破碎モデルに示す。手順は図中の番号(1)~(6)および緑の矢印によって示す。(3)の式が燃料破碎モデル、(4)の表がモデルパラメータである。また保安距離評価に必要な情報は表 5.1 である。

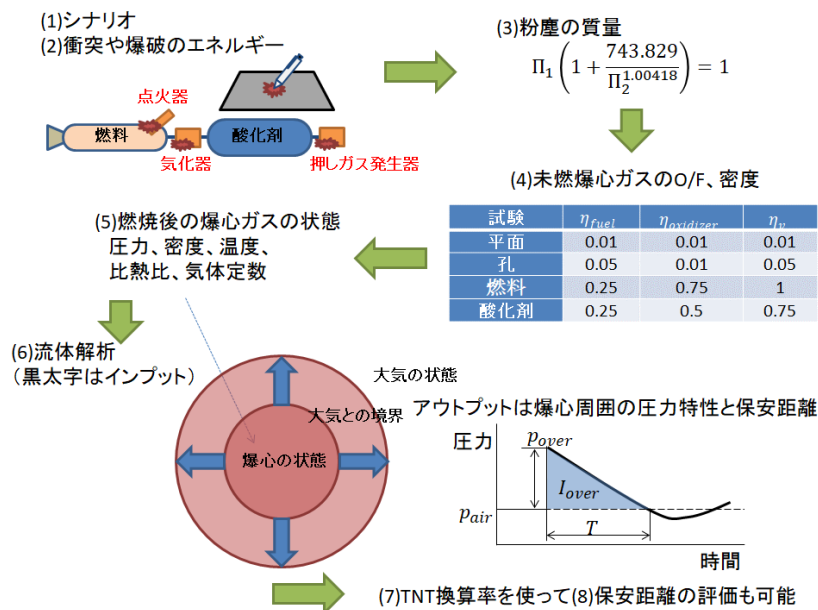


図 5.1 保安距離評価手順

表 5.1 保安距離評価に必要な情報

No.	爆破シナリオの場合	衝突シナリオの場合
(1)	爆薬等の有無	
	爆薬等の位置	射場環境
(2)	爆薬等の RE 係数 爆薬等の質量 あるいは上記に替わるエネルギー情報	飛翔体総質量 衝突直前の速度
(3)	燃料の質量、燃料の体積（あるいは密度）、燃料の靱性	
(4)	燃料の種類、酸化剤の質量、酸化剤の種類、 タンクの体積、モータケースの体積	
(7)	推進薬総質量	

5.2 AMROC SET1

1 章でも触れたように、旧 AMROC 社は 1989 年 10 月 5 日、LO₂/HTPB のハイブリッドロケット SET-1 の打上げを実行した。打上げは成功せず、飛翔体の炎上があったものの、爆発の発生には至らなかった。この事例に対して、保安距離評価を適用する。

SET-1 の場合、イグナイタはトリエチルアルミニウムを用いた 1 液方式を採用している [20]。トリエチルアルミニウムは空気に触れると自然発火する反応性の高い物質である。イグナイタの配置が不明だが、一般的にイグナイタは燃料に近接しているので、ここでは燃料近傍爆破シナリオを採用する。

トリエチルアルミニウムによってエンジンに与えられるエネルギーは 265.87152MJ である [70]。SET-1 の推進薬は LO₂/HTPB で、LO₂ が 6668kg、HTPB が 3018kg である。従って粉塵質量 m は以下である。

$$m = 3018 \times \frac{1}{1 + \frac{743.829}{\left(\frac{265.87152}{15.6 \times 3.2452}\right)^{1.00418}}} = 21.3058[kg] \quad (175)$$

燃料近傍爆破シナリオでは、 $\eta_{fuel} = 0.25$ 、 $\eta_{oxidizer} = 0.75$ 、 $\eta_v = 1$ である。酸化剤タンクおよびモータケースの容積 $V_{tank} 16.7379m^3$ より

$$O/F_{center} = \frac{6668 \times 0.75}{21.3058 \times 0.25} = 938.901 \quad (176)$$

$$\rho_{center} = \frac{21.3058 \times 0.25 + 6668 \times 0.75}{16.7379 \times 1} = 299.1009[kg/m^3] \quad (177)$$

爆心と大気境界 r_0 は 1.9993m である。このとき得られるピーク過圧を表 5.2.1 に示す。

表 5.2.1 SET-1 の燃料近傍爆破シナリオにおけるピーク過圧 (LO₂/HTPB)

測定位置	7.01m	11.28m	20.42m	35.66m	60.96m
ピーク過圧 [x10 ⁴ Pa]	31.2	19.5	9.6	4.0	1.8

式(170-171)より TNT 換算率は 0.013[-]、式(174)より保安距離は 314m である。推進薬質量 9686kg である。

一方 SET-1 の打上げ射場は Vandenberg Air Force Base の The ABRES A-3 Launch Pad である。Vandenberg 全体の規模は約 9km 四方で、海に面している。A-3 Launch Pad での打上げの際の警戒区域は基本的に予め定められたものである（その範囲で対応できる飛翔体を打ち上げる）。既定の警戒区域は射点を一つの焦点とし打上げ方向を長軸とする楕円形状である。射点に最も近い警戒区域境界の位置は、射点から約 1.9km にある[15]。

SET-1 の打上げの地上安全においては、必要な保安距離 314m に対し最短 1.9km であるから、十分な警戒区域がとられているといえる。以上を表 5.2.2 にまとめる。

表 5.2.2 SET-1 打上げの保安距離評価

No.等	確認事項	内容
(1)	爆薬等の有無 爆薬等の位置	トリエチルアルミニウム 燃料近傍と推定
(2)	爆薬等の RE 係数 爆薬等の質量 あるいは上記に替わるエネルギー情報	265.87152MJ
(3)	燃料の質量 燃料の体積（あるいは密度） 燃料の靱性	3018kg 930kg/m ³ 15.6MPa
(4)	燃料の種類 酸化剤の種類 酸化剤の質量 タンクの体積およびモータケースの体積	HTPB LO ₂ 6668kg 16.7379m ³
(7)	推進薬総質量	9686kg
検討結果	シナリオ	燃料近傍爆破
	TNT 換算率	0.013[-]
	保安距離	314m
射場警戒区域境界		射点から約 1.9km

5.3 北海道大学 CAMUI

a. CAMUI 500-P

北海道大学は 2012 年 7 月 28 日、LO₂/ポリエチレンのハイブリッドロケット CAMUI 500-P の打上げを実行した[71]。打上げ・飛翔体回収とも成功した。このときの打上げの保安距離評価を実施する。

CAMUI 500-P の場合、着火はニクロムワイヤ通電による。また、ガスジェネレータや気化器はない。従って平面壁衝突シナリオとする。

平面衝突シナリオでは、 $\eta_{fuel} = \eta_{oxidizer} = \eta_v = 0.01$ である。ポリエチレンが 7.04kg、LO₂ が 13.2kg、構造材やパラシュート、アビオ等でトータル 79kg の供試体である。衝突時の速度について、ここでは考えられる非常に大きな速度である最高到達高度の 7531m から自由落下で得られる速度 384.33m/sec (空気抵抗を無視する) とする。この速度で硬い地面に衝突するとするとき、供試体の運動エネルギー、粉塵質量は以下である。

$$W = \frac{1}{2} \times 79 \times 384.33^2 = 5.8345[MJ] \quad (178)$$

$$m = 7.04 \times \frac{1}{1 + \frac{\frac{5.8345}{17.1984 \times 0.00726}^{1.00418}}{743.829}} = 0.4226[kg] \quad (179)$$

タンク類の容積 V_{tank} はそれ自体の寸法が不明なので、飛翔体の外径と全長からなる円柱体積を用いると、0.1153m³である。

$$O/F_{center} = \frac{13.2 \times 0.01}{0.4226 \times 0.01} = 31.2365 \quad (180)$$

$$\rho_{center} = \frac{0.4226 \times 0.01 + 13.2 \times 0.01}{0.1153 \times 0.01} = 118.1684[kg/m^3] \quad (181)$$

爆心と大気境界 r_0 は 0.0820m である。このとき得られるピーク過圧を表 5.3.1 に示す。

表 5.3.1 CAMUI500-P の平面壁衝突シナリオにおけるピーク過圧 (LO₂/ポリエチレン)

測定位置	3.96m	7.01m	11.28m	20.42m
ピーク過圧 [x10 ⁴ Pa]	1.2	0.6	0.3	0.2

式(170-171)より TNT 換算率は 0.002[-]、式(174)より保安距離は 22m である。推進薬質量 20.24kg である。

CAMUI 500-P の射場は北海道大樹町の防衛省エンジン試験施設跡地である。打上げの際の警戒区域は射点より半径 500m の円内である[72](文献[72]中の表記は立入り制限区域)。

CAMUI 500-P の打上げの地上安全においては、必要な保安距離 22m に対し 500m であるから、十分な警戒区域がとられているといえる。以上を表 5.3.2 にまとめる。

表 5.3.2 CAMUI 500-P 打上げの保安距離評価

No.等	確認事項	内容
(1)	爆薬等の有無 射場環境	無し 硬い地面
(2)	飛翔体総質量 衝突直前の速度	79kg 384.33m/sec
(3)	燃料の質量 燃料の体積 (あるいは密度) 燃料の靱性	7.04kg 970kg/m ³ 17.2MPa
(4)	燃料の種類 酸化剤の種類 酸化剤の質量 タンクの体積およびモータケースの体積	ポリエチレン LO ₂ 13.2kg 0.1153m ³ と推定
(7)	推進薬総質量	20.24kg
検討結果	シナリオ	平面壁衝突
	TNT 換算率	0.002[-]
	保安距離	22m
射場警戒区域境界		射点から 500m

b. CAMUI 4500 (開発予定機)

北海道大学は CAMUI の大型化を検討しており、一つの目標として提示しているのが CAMUI4500 である[29]。500-P と同じ着火方法と推定し、平面壁衝突シナリオとした場合、ポリエチレンが 117kg、LO₂が 234kg、トータル 689kg の供試体が考えられる非常に大きな速度 1468.83m/sec (最高到達高度 110km からの自由落下) で硬い地面に衝突するとき、供試体の運動エネルギー、粉塵質量は以下である。

$$W = \frac{1}{2} \times 689 \times 1468.83^2 = 743.246[MJ] \quad (182)$$

$$m = 117 \times \frac{1}{1 + \frac{743.246}{(17.1984 \times 0.12062)^{1.00418}}} = 41.2459[kg] \quad (183)$$

タンク、モータケースの容積 V_{tank} は 0.4675m³である。

$$O/F_{center} = \frac{234 \times 0.01}{41.2459 \times 0.01} = 5.6733 \quad (184)$$

$$\rho_{center} = \frac{41.2459 \times 0.01 + 234 \times 0.01}{0.4675 \times 0.01} = 588.7223 [kg/m^3] \quad (185)$$

爆心と大気境界 r_0 は 0.1307m である。このとき得られるピーク過圧を表 5.3.3 に示す。

表 5.3.3 CAMUI4500 の平面壁衝突シナリオにおけるピーク過圧 (LO₂/ポリエチレン)

測定位置	3.96m	7.01m	11.28m	20.42m
ピーク過圧 [x10 ⁴ Pa]	4.9	2.3	1.0	0.5

式(170-171)より TNT 換算率は 0.001[-]、式(174)より保安距離は 45m である。推進薬質量 351kg である。従って大樹町の射場で対応が可能と考えられる。ただし、大型化に伴って着火方法を変更したり気化装置を設置したりして燃料近傍に爆薬・火薬類を用いるとなった場合はこの限りでない。

表 5.3.4 CAMUI 4500 打上げの保安距離評価

No.等	確認事項	内容
(1)	爆薬等の有無 射場環境	無し 硬い地面
(2)	飛翔体総質量 衝突直前の速度	689kg 1468.83m/sec
(3)	燃料の質量 燃料の体積 (あるいは密度) 燃料の靱性	117kg 970kg/m ³ 17.2MPa
(4)	燃料の種類 酸化剤の種類 酸化剤の質量 タンクの体積およびモータケースの体積	ポリエチレン LO ₂ 234kg 0.4675m ³
(7)	推進薬総質量	351kg
検討結果	シナリオ	平面壁衝突
	TNT 換算率	0.001[-]
	保安距離	45m

5.4 首都大学東京／ハイブリッドロケット研究 WG

a. 首都大学東京 FT-0070 燃焼試験

首都大学東京は $\text{GO}_2/\text{FT-0070}$ を用いて燃焼試験を実施した[73]。この燃焼試験に対して保安距離評価を適用する。

ラボスケールの試験であり使用した推進薬質量は非常に小さく、燃料が 38.2g、酸化剤が $14.6\text{g}/\text{sec} \times 2.0\text{sec} = 29.2\text{g}$ 、計 67.4g である。燃料表面に少量の黒色火薬を配置した着火方法のため、燃料近傍爆破シナリオとする。黒色火薬の質量は 0.3g^1 である。

$$W = 0.55 \times 0.3 \times 4184 = 690.36[\text{J}] \quad (186)$$

$$m = \frac{38.2}{1000} \times \frac{1}{1 + \frac{743.829}{\left(\frac{690.36}{15000 \times 5.0263e-5}\right)^{1.00418}}} = 0.0213[\text{kg}] \quad (187)$$

燃料近傍爆破シナリオでは、 $\eta_{fuel} = 0.25$ 、 $\eta_{oxidizer} = 0.75$ 、 $\eta_v = 1$ である。供試体の容積 V_{tank} は文献[73]中の図から $\phi 40 \times 90\text{mm}$ ($=113097\text{mm}^3$) と推定する。

$$O/F_{center} = \frac{0.0292 \times 0.75}{0.0213 \times 0.25} = 4.1037 \quad (188)$$

$$\rho_{center} = \frac{0.0213 \times 0.25 + 0.0292 \times 0.75}{1.13097e-4 \times 1} = 240.8249[\text{kg}/\text{m}^3] \quad (189)$$

爆心と大気境界 r_0 は 0.0378m である。このとき得られるピーク過圧を表 5.4.1 に示す。

表 5.4.1 首都大燃焼試験の燃料近傍爆破シナリオにおけるピーク過圧 ($\text{LO}_2/\text{FT-0070}$)

測定位置	0.396m	0.701m	1.128m	2.042m	3.566m
ピーク過圧 [x10 ⁴ Pa]	106.7	24.0	8.6	3.1	1.3

式(170-171)より TNT 換算率は 0.581[-]、式(174)より保安距離は 22m である。推進薬質量 67.4g である。

燃焼試験は大学所有の屋内ラボで実験を実施したものと推測される。ラボの広さは不明ではあるが、燃焼スタンド中心に直径 44m の警戒区域が必要ということになる。今後推進薬の増量を計画する際には、屋内ラボに十分な広さが無い場合には、爆風被害を減じるための何らかの対策が必要になってくる可能性がある。

¹ 文献[73]筆者との Private communication による。

表 5.4.2 首都大燃焼試験の保安距離評価

No.等	確認事項	内容
(1)	爆薬等の有無 爆薬等の位置	黒色火薬 燃料近傍
(2)	爆薬等の RE 係数 爆薬等の質量 あるいは上記に替わるエネルギー情報	0.55 0.3g
(3)	燃料の質量 燃料の体積 (あるいは密度) 燃料の靱性	38.2g 760kg/m ³ 0.015MPa
(4)	燃料の種類 酸化剤の種類 酸化剤の質量 タンクの体積およびモータケースの体積	FT-0070 GO ₂ 29.2g 113097mm ³ と推定
(7)	推進薬総質量	67.4g
検討結果	シナリオ	燃料近傍爆破
	TNT 換算率	0.581[-]
	保安距離	22m

b. ハイブリッドロケット研究 WG 概念検討例

JAXA 宇宙研と国内大学の研究者からなるハイブリッドロケット研究 WG は FT-0070 を用いた小型衛星打上げ機の概念検討を行った[74]。この文献によれば、非爆発性のハイブリッドロケットの利点を無効にしてしまうような火薬類の使用を忌避しており、着火の方法としてプラズマジェットトーチによる加熱を検討している。その方法が可能であれば平面壁衝突シナリオを適用できる。FT-0070 が 4147kg、LO₂ が 2543kg、トータル 16ton の供試体が、考えられる非常に大きな速度 2184.92m/sec (最高到達高度 243.4km からの自由落下) で得られる速度で硬い地面に衝突するとするとき、供試体の運動エネルギー、粉塵質量は以下である。

$$W = \frac{1}{2} \times 16 \times 10^3 \times 2184.92^2 = 38191[MJ] \quad (190)$$

$$m = 4147 \times \frac{1}{1 + \frac{743.829}{\left(\frac{38191}{(0.015 \times 5.45658)}\right)^{1.00418}}} = 4140.7496[kg] \quad (191)$$

タンク、モータケースの容積 V_{tank} は飛翔体の外形から 33.3063m³とする。

$$O/F_{center} = \frac{2543 \times 0.01}{4140.7496 \times 0.01} = 0.6142 \quad (192)$$

$$\rho_{center} = \frac{4140.7496 \times 0.01 + 2543 \times 0.01}{33.3063 \times 0.01} = 200.6824 [kg/m^3] \quad (193)$$

また爆心と大気境界 r_0 は 0.5418m である。このとき、表 5.4.3 のピーク過圧を得る。

表 5.4.3 HRrWG 概念検討機の平面壁衝突シナリオにおけるピーク過圧 (LO₂/FT-0070)

測定位置	3.96m	7.01m	11.28m	20.42m
ピーク過圧 [x10 ⁴ Pa]	151.2	43.9	13.5	5.6

式(170-171)より TNT 換算率は 0.010[-]、式(174)より保安距離は 254m である。推進薬質量 6690kg である。従ってこの検討機の打上げは例えば大樹町の射場でも可能と考えられる。

表 5.4.4 HRrWG 概念検討機の保安距離評価

No.等	確認事項	内容
(1)	爆薬等の有無 射場環境	無し 硬い地面
(2)	飛翔体総質量 衝突直前の速度	16ton 2184.92m/sec
(3)	燃料の質量 燃料の体積 (あるいは密度) 燃料の靱性	4147kg 760kg/m ³ 0.015MPa
(4)	燃料の種類 酸化剤の種類 酸化剤の質量 タンクの体積およびモータケースの体積	FT-0070 LO ₂ 2543kg 33.3063m ³ と推定
(7)	推進薬総質量	6690kg
検討結果	シナリオ	平面壁衝突
	TNT 換算率	0.010[-]
	保安距離	254m

5.5 第5章のまとめ

- 保安距離評価は大筋以下の手順に従う。
 1. 評価する飛翔体のコンフィギュレーション（着火装置、気化器、GG等）と射場の周囲環境（地面の状態等）から適用シナリオを定める
 2. 飛翔体に印加するエネルギーを求める
 3. 粉塵質量を求める
 4. シナリオに対応する三つの η を用いて O/F、密度、爆心ガスの境界位置を求める
 5. CEA・uv 計算によって爆心ガスの状態を定める（実在効果を考慮する必要の有無に注意）
 6. CFD 計算によって任意の測定点におけるピーク過圧を求め、保安距離を求める
 7. 換算距離Zの値を調べ、TNT 換算率を求める
 8. 保安距離を求める

- 本研究の調査範囲では、既存の非爆発性ハイブリッドロケットの打上げ・燃焼試験事例で保安距離上、明確に問題のある例はない。

- ただし同じ非爆発性ハイブリッドロケットエンジンでも、燃料として FT-0070 を採用し、さらに点火器・気化器・GG等に爆薬・火薬類等を用いる場合には、TNT 爆薬と同等以上の保安距離が必要である。FT-0070に限らず、靱性の劣る材料を用いる場合には要注意である。

第 6 章

結論

6.1 結論

本研究では、爆風の既往実験データを使ってハイブリッドロケット推進薬の爆発ハザード時の爆心状況を評価するためのモデルパラメータを同定し、さらにそれらを用いて爆風に対する保安距離の定量的な評価法を構築することを目的として研究を実施した。その実施によって当該評価法を実施するためのフレームワークを定め、そのフレームワークの中で、必要な物理現象のモデルを示した。モデリングは印加エネルギー、燃料破碎、可燃性粉塵雰囲気（爆心）の形成、燃焼現象、大気中への圧力伝播、実在気体効果、TNT換算率、保安距離について実施した。中でも燃料破碎モデルは、ハイブリッドロケット推進薬の爆発ハザードにおけるキー現象である燃料の粉塵化を扱う重要なモデルである。

燃料破碎モデルは、質量比とエネルギー比の二つの無次元数の関係式である。種類（PP/PMMA/FT-0070/低融点燃料）・大きさ（ $\phi 30 \times 30 / \phi 40 \times 40 / \phi 50 \times 50 \text{mm}$ ）が異なる複数の供試体による破碎実験データをもとに、粉塵質量が供試体質量、印加エネルギー、靱性、体積からなると仮定して、次元解析によって関係式が構築された。従ってハイブリッドロケット推進薬の種類やサイズが異なっても、無次元数が同じであれば相似の破碎現象であり、粉塵質量の評価が可能である。しかしながらこのモデルの元となった既往研究[36]の実験では、雷管や爆薬の解放エネルギーの分配が不明という問題があった。爆薬類の解放エネルギーは破碎事象そのものと、破碎で生じた破片の運動に分配される。従って粉塵の生成原因には、爆薬による破碎、あるいは密閉チャンバ壁との衝突という二つが存在する。容積が十分なチャンバで試験を実施すれば、チャンバ壁との衝突による粉塵の生成を抑制することができるが、容積が不十分であれば衝突由来の粉塵が発生する。このように、チャンバの容積が粒度分布に与える影響を確認する必要があるが、既往研究[36]ではチャンバ容積はパラメータとなっていなかった。そこで本研究では、解放エネルギーの破碎への分配分を推定する方法として、試験前後の供試体の面積増分と臨界エネルギー解放率の乗算で推定することを検討した。しかしながら、爆薬による破碎が原因の面積増分を区別することは粉塵の生成原因と同様に困難であり、また臨界エネルギー解放率を求めるのに用いる臨界応力拡大係数が既往研究[36]の破碎試験の現象を説明するのに不適切との懸念があった。臨界応力拡大係数は実験で取得されるが、そのときに供試体に負荷するひずみ速度は小さく、数 mm/min のオーダーである[75]。一方破碎試験では爆薬を用いるため、供試体にかかるひずみ速度が大きい。高速で供試体に衝撃を与えることで破壊する試験にはシャルピー衝撃試験があり、シャルピー衝撃試験によって供試体の靱性が評価される。以上より、本研究では解放エネルギーの分配を定めるのは今後の課題とし、靱性を用いて実験データの整理を行った。

次に爆心状況を評価するためのモデルパラメータは、その有効性を実験データに基づいて確認できたのが酸化剤の変化や衝突速度の変化のみで、燃料の変化については確認できていない。従って本研究において実施した LO_2/HTPB 、 $\text{LO}_2/\text{ワックス}$ （FT-0070）、 $\text{LO}_2/$

ポリエチレンの評価を厳密に定量的とするには、新たな確認作業が必要である。現段階においては、本研究の目的を実現できるハイブリッドロケット推進薬は、 N_2O_4 、 ClF_3 といった酸化剤に PBAN+Al 燃料の組み合わせに限定される。しかしながら、 LO_2 /HTPB、 LO_2 /ワックス (FT-0070)、 LO_2 /ポリエチレンについて保安距離評価を行ったことで得られた新たな知見がある。その知見は次の結果に基づく。 LO_2 /FT-0070 において LO_2 /HTPB、ポリエチレンよりも高い TNT 換算率であるという結果、同じシナリオであっても推進薬の O/F や質量によって TNT 換算率の値は変化するという結果、酸化剤を N_2O としたときのピーク過圧が LO_2 や N_2O_4 と比較して高くなるという結果である。以下にこれらについて考察する。

まず、 LO_2 /FT-0070 においては、比較的高い TNT 換算率 (例えば Wilton の爆破試験コンフィギュレーションに合わせた計算では約 60% という高い換算率) となった。この要因としては 4 章で指摘したように、粉塵質量が大きくなることで燃焼質量が増加し、爆心の圧力を高めることが挙げられる。本モデルにおいては、粉塵質量に大きく影響を与える物理量は靱性であるから、これによって非爆発性ハイブリッドロケット推進薬の燃料の安全性にとって、固体燃料の靱性が重要な物性であることが示唆された。靱性の劣る材料を用いた場合、場合によっては固体・液体推進薬よりも爆発威力の高まる可能性もある。確かに靱性の高い燃料ほど安全な燃料といえるが、その一方で本研究の調査範囲では、靱性が低い程、燃料後退速度が高い。例えば靱性はワックス (FT-0070) が最も低く、LT#421、PMMA の順に向上するが、燃料後退速度は FT-0070 が最も高く、LT#421、PMMA の順に低下する [39][66]。また既往研究 [66] では、FT-0070 の物性を改善する試みが為されているが、靱性の向上に伴って後退速度の若干の低下が認められる。燃料後退速度の向上は、ハイブリッドロケット分野における重要な研究課題の一つであるが、上記は高い後退速度と安全の両立に関する最適化の課題があることを改めて示唆する結果となった。

次に TNT 換算率と推進薬質量を用いた従来の保安距離評価について述べる。ハイブリッドロケットにおいては、推進薬の質量が同じでも、燃料の粉塵量と酸化剤の分量によって未燃爆心ガスの O/F と密度が変化し、ピーク過圧の値も変化することを 4 章で指摘した。従って、固体ロケットや液体ロケットのように 1 つの TNT 換算率を定めて保安距離を推進薬質量の関数とすることは、ハイブリッドロケットでは困難であることがわかる。例えば、ハイブリッドロケット推進薬の性能は O/F に依存するので燃料と酸化剤の内訳 (質量比) を最適な性能が得られる O/F に固定したとしても、内訳が同じでも推進薬の総質量が異なれば、燃料破碎モデル式から粉塵質量が変化してしまい、それによって過圧ピーク履歴が変わり、保安距離や TNT 換算率が異なることになる。さらに想定するシナリオが衝突シナリオであれば、推進薬質量によって印加エネルギーも異なってくるため、粉塵質量の変化がさらに大きくなる。このように、ハイブリッドロケット推進薬において TNT 換算率と推進薬質量から直ちに保安距離を評価することは一般に困難であり、AFMAN のように、一つのシナリオに対して一つの TNT 換算率を与え、推進薬量に応じて保安距離を既定するこ

とは不適當であると言わざるを得ない。本研究で述べたように、想定するシナリオや設計の違いによって、その都度評価する必要がある。

最後に酸化剤の選定と安全性の関係について得た知見について述べる。先にも触れたように、特性排気速度 C^* のような酸化剤の推進性能特性には O/F 依存がある。(特性排気速度 C^* の O/F 依存を N_2O 、 LO_2 、 N_2O_4 について 4 章で示した。) その中で N_2O は広い O/F 範囲で高い C^* を保つことが可能であり、オフノミナル条件でも性能を維持することができるという観点で優れた酸化剤である。具体的には、本研究の計算で実施した $O/F=400$ 強の状態では N_2O の C^* は 1000m/sec 超、他の酸化剤では 500m/sec 程度となっている。しかし、一方で爆風のピーク過圧については 3 つの酸化剤で N_2O が最大となっており、推進性能特性に優れる N_2O が安全上は不利となる結果を示している。一般に、爆発ハザードでは O/F が高くなる傾向にある。即ち、そもそも燃料と酸化剤は最適の燃焼が得られるような O/F (内訳) で搭載されるが、保安距離評価では粉塵となった燃料のみが爆発的な燃焼に寄与すると考えるので、相対的に O/F が高くなるのである。例えば、本研究で O/F が 400 強となったケースでは、推進薬搭載量としての O/F は、酸化剤 54.5310kg 、燃料 36.2874kg で約 1.5 であった。しかし粉塵質量が 0.1336kg で、 O/F が 400 強に跳ね上がった (このときの $\eta_{fuel} = \eta_{oxidizer} = 0.01$)。このことは、 O/F が C^* 等に対して最適から外れる領域では、性能と安全のトレードオフが必要になることを示唆するものである。つまり通常のハイブリッドロケットでは O/F シフトが起きるために、広い O/F 範囲で性能を維持できる酸化剤が性能上有利と考えられているが、安全上は逆に不利になってしまうのである。一方、A-SOFT ハイブリッドロケット[76]のような O/F コントロールが可能なハイブリッドロケットでは、 LOX のような O/F 感度の比較的大きい酸化剤を用いる事で、性能の高い最適 O/F で運用しつつ、爆発ハザード時の影響を抑制することが可能となる事も分かる。

以上のような成果と知見は既往研究にはなかったものであり、本研究の独自性を主張するものである。これまでのハイブリッドロケット推進薬の安全評価では、AFMAN の示す $N_2O_4/PBAN+Al$ あるいはハイブリッド以外の推進薬の値を画一的に用いるしかなかった。本研究の成果であるフレームワークは、ハイブリッドロケット推進薬の安全評価に関する学術上・実用上の充実に寄与するものであり、今後のハイブリッドロケットの燃焼試験や打上げの安全上の指針を新たに示すものである。また今回得られた知見は、安全を標榜するハイブリッドロケットが選定すべき推進薬の特性を示した重要な知見であって、より安全なハイブリッドロケットの開発の促進や発展、ひいては宇宙輸送の安全化に寄与するものと考えられる。

6.2 今後の課題

保安距離評価をより改善していくために、実行すべきいくつかの課題が考えられる。特に、本研究で構築した数理モデルの定量的な評価を追求していくために、本研究で取り上

げた燃料・酸化剤（ LO_2 /HTPB 等）を用いた実験の実施とデータの取得が必要である。まずは追加の燃料破碎試験を実施する。これは供試体を HTPB やポリエチレンに変更して破碎特性を取得する。破碎試験回数の増加も考えられる。また 6.1 項で述べたように、試験に用いる爆薬類の解放エネルギーの分配を区別するという課題がある。そのためにチャンバの容積をパラメータとすることや、チャンバの壁を部分的に窓として破碎片の運動を記録するといった試験条件の変更が考えられる。

さらに LO_2 /HTPB やポリエチレンを用いて、Wilton の方法にならって衝突試験、爆薬試験を実施する。そして、これらの試験結果を取り込んで数理モデルを改良する。

実験実施以外の改善方法では、例えば破壊から燃焼終了までの時間を瞬時とするなど、本研究で理想化した部分を現実的な評価に変更していくことや、爆心ガスの状態から任意の位置におけるピーク過圧を推定できるモデルの作成が考えられる。また、本研究の数理モデルによって爆心を評価できるようになったので、それをベースに、飛散物に対する保安距離にも対応できるよう拡張していく。それには破片の大きさ、速度を統計的に評価できるようなモデルを作成する。

さらに、ケーススタディを繰り返すことで、より現実に即した形に数理モデルのブラッシュアップを図っていく。本研究 5 章で取り上げた他にも、SpaceShip 等、ハイブリッドロケット推進薬を用いた事例があるので、それらを対象に評価を実施する。

補遺 A. 燃料破砕モデルの策定

標記は既往研究[36]の試験結果に基づいて実施する。その試験に用いられた供試体や爆薬の詳細と試験条件、試験結果および試験結果から算出した粉塵質量を以下に示す。

A.1 供試体について

供試体 15 種類の供試体の質量を表 A.1.1 に示す。供試体の種類は PP、PMMA、ワックス (FT-0070)、低融点材料 LT2 種類の計 5 種類である。PP、PMMA の供試体は各 4 点、その他は各 2 点準備された。質量はその平均値である。

表 A.1.1 供試体質量

供試体種類	大きさ[mm]	質量[g]
PP	φ30×30	20
	φ40×40	47
	φ50×50	98
PMMA	φ30×30	26
	φ40×40	63
	φ50×50	128
FT-0070	φ30×30	20
	φ40×40	45
	φ50×50	92
LT#421	φ30×30	18
	φ40×40	40
	φ50×50	82
LT#460	φ30×30	16
	φ40×40	42
	φ50×50	81

供試体の靱性を表 A.1.2 に示す。靱性は引張強度と破断ひずみから算出する。計算に用いる引張応力と伸びは、FT-0070 については文献[66]、低融点燃料は[39]、その他は[68]による。

表 A.1.2 供試体靱性 K'_c

供試体材質	引張強度[Pa]	破断ひずみ[-]	靱性[Pa]
PP	29418000	2	58836000
PMMA	54913600	0.02	1098272
FT-0070	1000000	0.015	15000
LT#421	90000	3.788	340920
LT#460	580000	3.002	1741160

A.2 爆薬について

6号雷管の添装薬はペンスリット0.4gである。P-4爆薬はペンスリットが主成分(91%)であり、残りの9%は可塑剤である。爆薬量は試験のパラメータの一つである。その内容を表A.2.1に示す。

表 A.2.1 爆薬量

使用爆薬	トータル爆薬量[g]
6号雷管のみ	0.4
6号雷管およびP4爆薬0.5g	0.9
6号雷管およびP4爆薬1g	1.4
6号雷管およびP4爆薬2g	2.4

ペンスリットのRE係数1.66およびTNT火薬1gの解放エネルギー4184Jを用いて、爆薬量条件ごとの解放エネルギーを算出する。爆薬量条件は表A.2.1の4種類である。各エネルギー値を表A.2.2に示す。

表 A.2.2 雷管およびP4爆薬の解放エネルギー W

使用爆薬	計算式	解放エネルギー[J]
6号雷管のみ	$0.4 \times 1.66 \times 4184$	2778
6号雷管およびP4爆薬0.5g	$(0.4 + 0.5 \times 0.91) \times 1.66 \times 4184$	5938
6号雷管およびP4爆薬1g	$(0.4 + 1.0 \times 0.91) \times 1.66 \times 4184$	9099
6号雷管およびP4爆薬2g	$(0.4 + 2.0 \times 0.91) \times 1.66 \times 4184$	15419

A.3 試験条件について

試験の全 42 条件を表 A.3 にまとめ、各条件に No.を付与する。

表 A.3 燃料破碎試験条件 No.

供試体 材質	供試体 大きさ	爆薬量条件			
		雷管のみ	+P4 0.5g	+P4 1g	+P4 2g
PP	φ30xL30	PP-30-0	PP-30-0.5	PP-30-1	PP-30-2
	φ40xL40	PP-40-0	PP-40-0.5	PP-40-1	PP-40-2
	φ50xL50	PP-50-0	PP-50-0.5	PP-50-1	PP-50-2
PMMA	φ30xL30	MA-30-0	MA-30-0.5	MA-30-1	MA-30-2
	φ40xL40	MA-40-0	MA-40-0.5	MA-40-1	MA-40-2
	φ50xL50	MA-50-0	MA-50-0.5	MA-50-1	MA-50-2
FT-0070	φ30xL30	FT-30-0	FT-30-0.5	N/A	N/A
	φ40xL40	FT-40-0	FT-40-0.5	N/A	N/A
	φ50xL50	FT-50-0	FT-50-0.5	N/A	N/A
LT#421	φ30xL30	21-30-0	21-30-0.5	N/A	N/A
	φ40xL40	21-40-0	21-40-0.5	N/A	N/A
	φ50xL50	21-50-0	21-50-0.5	N/A	N/A
LT#460	φ30xL30	60-30-0	60-30-0.5	N/A	N/A
	φ40xL40	60-40-0	60-40-0.5	N/A	N/A
	φ50xL50	60-50-0	60-50-0.5	N/A	N/A

A.4 試験結果について

全試験結果を表 A.4 に示す。

表 A.4 燃料破碎試験結果 (1/2)

試験 No.	粒度[mm]				
	<0.212	0.212-0.85	0.85-3.35	3.35-9.5	9.5<
PP-30-0	0	0.06	0.76	3.03	15.84
PP-30-0.5	0	0.10	0.76	1.14	17.67
PP-30-1	0.11	1.06	2.12	8.43	7.85
PP-30-2	0.05	0.65	2.85	10.29	3.32
PP-40-0	0	0.12	2.01	10.10	35.14
PP-40-0.5	0	0.16	2.35	6.46	38.36
PP-40-1	0.05	0.84	6.07	8.55	29.13
PP-40-2	0.03	0.76	5.81	8.79	28.13
PP-50-0	0	0.02	0.11	0.15	97.72
PP-50-0.5	0	0.06	1.06	6.58	90.33
PP-50-1	0.04	0.57	4.51	18.74	63.73
PP-50-2	0.04	0.58	5.33	16.78	63.43
MA-30-0	0.88	11.80	12.72	1.57	0
MA-30-0.5	1.21	13.97	9.20	2.91	0
MA-30-1	1.28	14.10	7.21	1.43	0
MA-30-2	2.01	14.14	6.56	0.28	0
MA-40-0	0.88	11.85	42.92	7.70	0
MA-40-0.5	1.14	18.62	37.50	5.07	0.76
MA-40-1	1.82	26.70	23.85	4.82	0
MA-40-2	2.76	29.81	19.65	3.68	0
MA-50-0	0.86	9.17	58.73	55.69	4.08
MA-50-0.5	1.47	20.08	83.45	21.79	0.79
MA-50-1	2.37	33.86	68.32	8.98	0
MA-50-2	4.08	47.26	50.99	8.21	0

表 A.4 燃料破碎試驗結果 (2/2)

試驗 No.	粒度[mm]				
	<0.212	0.212-0.85	0.85-3.35	3.35-9.5	9.5<
FT-30-0	14.33	2.48	0	0	0
FT-30-0.5	16.01	1.09	0	0	0
FT-40-0	30.31	10.34	0	0	0
FT-40-0.5	31.21	10.31	0	0	0
FT-50-0	50.22	30.23	3.42	0.12	0
FT-50-0.5	57.6	26.2	1.3	0	0
21-30-0	0	0.001	2.57	10.72	3.50
21-30-0.5	0	0.001	7.62	7.15	0
21-40-0	0	0	0.22	1.79	36.48
21-40-0.5	0	0	2.49	16.37	22.34
21-50-0	0	0	0	0	81.47
21-50-0.5	0	0	0.54	5.38	74.89
60-30-0	0	0.53	2.17	8.70	3.96
60-30-0.5	0	1.96	5.95	7.47	1.52
60-40-0	0	0.01	0.37	1.43	40.33
60-40-0.5	0	0	1.66	4.09	35.23
60-50-0	0	0	0.06	0.05	82.87
60-50-0.5	0	0.18	0.82	1.96	76.65

A.5 粉塵質量について

全試験結果に対する粉塵質量計算結果（500 μ m 以下の質量）を表 A.5 に示す。

表 A.5 粉塵質量

試験 No.	粉塵質量[g]	試験 No.	粉塵質量[g]	試験 No.	粉塵質量[g]
PP-30-0	0.01	MA-30-1	8.57	FT-50-0	73.68
PP-30-0.5	0	MA-30-2	9.76	FT-50-0.5	79.54
PP-30-1	0.02	MA-40-0	3.39	21-30-0	0
PP-30-2	0	MA-40-0.5	7.54	21-30-0.5	0
PP-40-0	0.01	MA-40-1	15.01	21-40-0	0
PP-40-0.5	0.07	MA-40-2	18.02	21-40-0.5	0
PP-40-1	0.58	MA-50-0	1.07	21-50-0	0
PP-40-2	0.48	MA-50-0.5	5.85	21-50-0.5	0
PP-50-0	0	MA-50-1	13.34	60-30-0	0
PP-50-0.5	0	MA-50-2	26.35	60-30-0.5	0.35
PP-50-1	0.04	FT-30-0	16.79	60-40-0	0
PP-50-2	0.11	FT-30-0.5	17.10	60-40-0.5	0
MA-30-0	6.27	FT-40-0	40.66	60-50-0	0
MA-30-0.5	8.50	FT-40-0.5	41.52	60-50-0.5	0

補遺 B. 流体解析プログラム

標記を以下に示す。

B.1 メインプログラム

```
program main

include 'common.h'
call get_data
call geometry
call init
open
(11,file='dens.data',status='unknown')
open
(12,file='velo.data',status='unknown')
open
(13,file='pres.data',status='unknown')
open
(14,file='ratio.data',status='unknown')
open
(15,file='temp.data',status='unknown')
open
(16,file='pretime13.data',status='unknown')
open
(17,file='pretime23.data',status='unknown')
open
(18,file='pretime37.data',status='unknown')
open
(19,file='pretime38.data',status='unknown')
open
```

```
(20,file='peakimpulse.data',status='unknown')

call output
do while (time.le.timeend)
call timestep
istep = istep + 1
time = time + dt
q_n = q
do mode = 1, 4
call bound
call wenoZ
call calc_vl4
call calc_loss
call update(mode)
end do
call output
end do
close(11)
close(12)
close(13)
close(14)
close(15)
close(16)
close(17)
close(18)
close(19)
close(20)
stop
end
```

B.2 サブルーチン get_data

```

subroutine get_data
include 'common.h'
namelist /param/ phi, kappa, xs, xe,
x0, timeend, cfl, losson, imesh
namelist /flow/
densL, densR, presL, presR, veloL, veloR,
gasc1, gasc2, gam1, gam2, &
ratioL, ratioR,
tempL, tempR, enerL

```

```

open(10,file='./input.txt',status='unknown')

```

```

read(10,nml=param)
write(6,nml=param)
read(10,nml=flow)
write(6,nml=flow)
close(10)
pi=atan2(0.d0,-1.d0)
mgam1 = gam1 - 1.d0
mgam2 = gam2 - 1.d0
ugc = 8314.51d0 ![J/kmol/K
return
end

```

B.3 サブルーチン geometry

```

subroutine geometry
include 'common.h'
dx=(xe-xs)/float(n-1)
do i=1, n
x(i) = xs+dx*float(i-1)
end do
do i=1, n-1

```

```

vol(i) =
4.d0*pi*(x(i+1)**3-x(i)**3)/3.d0
jimen(i) = pi*(x(i+1)**2-x(i)**2)
end do
do i=1, n
area(i) = 4.d0*pi*x(i)**2
end do
return
end

```

B.4 サブルーチン init

```

subroutine init
include 'common.h'
include 'func.h'
time = 0.d0
istep = 0
kk0 = 4.71d0
do i=1, n-1
xr=x(i+1)
xl=x(i)
if(x(i+1).le.x0) then
pres(i)= presL
tmp(i)= tempL
dens(i) = densL
velo(i) = veloL
gasc = ratioL * gasc1 +
(1.d0-ratioL) * gasc2

```

```

gam=1.d0+gasc*mgam1*mgam2/(gasc1*
mgam2*ratioL+gasc2*mgam1*(1.d0-ratio
L))
mgam = gam - 1.d0
e0L = presL/densL/mgam +
0.5d0*veloL**2
q(1,i)= densL

```

```

        q(2,i)= densL * veloL
        q(3,i)= densL * e0L
        q(4,i)= ratioL * densL
    else
pres(i)= presR
tmp(i)= tempR
        dens(i) = densR
        velo(i) = veloR
            gasc = ratioR * gasc1 +
(1.d0-ratioR) * gasc2

gam=1.d0+gasc*mgam1*mgam2/(gasc1*
mgam2*ratioR+gasc2*mgam1*(1.d0-rati
oR))
            mgam = gam - 1.d0
            e0R = presR/densR/mgam +
0.5d0*veloR**2
            q(1,i)= densR
            q(2,i)= densR * veloR
            q(3,i)= densR * e0R
            q(4,i)= ratioR * densR
        end if
y(1,i) = ratio_m(i) * Yg(1) + (1.d0 -
ratio_m(i)) * Ya(1) ! true mole % n2
y(2,i) = ratio_m(i) * Yg(2) + (1.d0 -
ratio_m(i)) * Ya(2)
yy(1,i) = ratio(i) * Xg(1) + (1.d0 - ratio(i)) *
Xa(1) ! true mass % n2
yy(2,i) = ratio(i) * Xg(2) + (1.d0 - ratio(i)) *
Xa(2)
do j = 3, ns
y(j,i) = ratio_m(i) * Yg(j)
yy(j,i) = ratio(i) * Xg(j)
enddo
pc(i) = 0.d0
tc(i) = 0.d0
        zc(i) = 0.d0
        ac(i) = 0.d0
        da(i) = 0.d0
do j = 1, ns
pc(i) = pc(i) + y(j,i) * Perit(j)
tc(i) = tc(i) + y(j,i) * Tcrit(j)
zc(i) = zc(i) + y(j,i) * Zcrit(j)
ac(i) = ac(i) + y(j,i) * acen(j)
da(i) = da(i) + y(j,i) * dai(j)
enddo
rc(i) = pc(i) / zc(i) / gascef(i) / tc(i)
tr(i) = tmp(i) / tc(i)
pr(i) = pres(i) / pc(i)
rr(i) = dens(i) / rc(i)
if(rr(i).gt.1.d0) then
aeos(i) = 5.808d0 + 4.93 * ac(i)
beta = 7.d0
err = 1.d0
do while (abs(err).ge.0.00001)
        b2=3.0*beta-1.0
        b3=1.0/(1.0+beta)
        zz=beta*b2*b3**3
        err=zc(i)-zz
dz=zc(i)*(1.0/beta+3.0/b2-3.0*b3)
        beta=beta+err/dz
enddo
beos(i) = beta
bbbb(i) = beos(i)*(3.d0*beos(i)-1.d0)
beta5(i) =
=
(betaos(i)*(3.d0*beos(i)-6.d0)-1.d0)/bbbb(i)
beta6(i) = beos(i)*(beos(i)-3.d0)/bbbb(i)
kk1(i) = beos(i) - kk0
kk2(i) = 0.5d0 * (1.d0 - kk0 - aeos(i) + 2.d0
* beos(i))

```

```

s(i)=-8.44d0+(4.50d0-0.363d0*beos(i))*be
os(i)
      h0(i)=88.5d0-3.12d0*beos(i)
      h1(i)=-44.4d0+5.22d0*beos(i)
      h2(i)=-47.8d0+4.06d0*beos(i)
      h3(i)=23.7d0-3.26d0*beos(i)
      do 300 j=1,6
      do 300 k=1,4
300    bb(j,k,i)=0.0
      bb(4,1,i)=-kk1(i)
      bb(5,1,i)=kk2(i)
      bb(1,2,i)=h0(i)
      bb(2,2,i)=h2(i)-3.0*h0(i)
      bb(3,2,i)=3.0*(h0(i)-h2(i))
      bb(4,2,i)=3.0*h2(i)-kk0-h0(i)
      bb(5,2,i)=-h2(i)
      bb(1,3,i)=h1(i)-h0(i)-s(i)

      bb(2,3,i)=1.0+5.0*s(i)+3.0*(h0(i)-h1(i))-h2
(i)+h3(i)

      bb(3,3,i)=-10.0*s(i)+3.0*(-h0(i)+h1(i)+h2(i)
)-h3(i))

      bb(4,3,i)=beos(i)+10.0*s(i)+h0(i)-h1(i)+3.0
*(-h2(i)+h3(i))

      bb(5,3,i)=-kk2(i)-5.0*s(i)+h2(i)-h3(i)
      bb(6,3,i)=s(i)
      bb(1,4,i)=-h1(i)
      bb(2,4,i)=3.0*h1(i)-h3(i)
      bb(3,4,i)=3.0*(-h1(i)+h3(i))
      bb(4,4,i)=h1(i)-3.0*h3(i)
      bb(5,4,i)=h3(i)

cpr0(i) = 0.d0
aaaa(i) = 0.d0

do j = 1,ns
Rhocrit(j) =
Pcrit(j)/Zcrit(j)/(ugc/amol(j))/Terit(j)  ![k
g/m3
cpr0(i) = cpr0(i) + y(j,i) * cp_nasa(j,i)
aaaa(i) = aaaa(i) + y(j,i) * 3.d0 * Pcrit(j) /
Rhocrit(j)**2
enddo
cvr0(i) = cpr0(i) - 1.d0
ccc(1,i) = (1.d0/rr(i)**2-1.d0)*bb(1,1,i)/2 +
(1.d0/rr(i)-1.d0)*bb(2,1,i) &
& +
(dlog(1.d0/rr(i))-dlog(1.d0))*bb(3,1,i) -
(rr(i)-1.d0)*bb(4,1,i) &
& -(rr(i)**2-1.d0)*bb(5,1,i)/2 -
(rr(i)**3-1.d0)*bb(6,1,i)/3
ccc(4,i) = (1.d0/rr(i)**2-1.d0)*bb(1,4,i)/2 +
(1.d0/rr(i)-1.d0)*bb(2,4,i) &
& +
(dlog(1.d0/rr(i))-dlog(1.d0))*bb(3,4,i) -
(rr(i)-1.d0)*bb(4,4,i) &
& -(rr(i)**2-1.d0)*bb(5,4,i)/2 -
(rr(i)**3-1.d0)*bb(6,4,i)/3
aaa(1,i)=bb(1,1,i)/rr(i)+bb(2,1,i)+bb(3,1,i)*
rr(i)+bb(4,1,i)*rr(i)**2+bb(5,1,i)*rr(i)**3+
bb(6,1,i)*rr(i)**4
aaa(2,i)=bb(1,2,i)/rr(i)+bb(2,2,i)+bb(3,2,i)*
rr(i)+bb(4,2,i)*rr(i)**2+bb(5,2,i)*rr(i)**3+
bb(6,2,i)*rr(i)**4
aaa(3,i)=bb(1,3,i)/rr(i)+bb(2,3,i)+bb(3,3,i)*
rr(i)+bb(4,3,i)*rr(i)**2+bb(5,3,i)*rr(i)**3+
bb(6,3,i)*rr(i)**4
aaa(4,i)=bb(1,4,i)/rr(i)+bb(2,4,i)+bb(3,4,i)*
rr(i)+bb(4,4,i)*rr(i)**2+bb(5,4,i)*rr(i)**3+
bb(6,4,i)*rr(i)**4
cvr1(i) = -1.d0 * (kk2(i)*rr(i)**2 -

```

```

2.d0*kk1(i)*rr(i)/tr(i)**2
cvr(i) = cvr1(i) + 2.d0 * (ccc(1,i)/tr(i)**2 +
ccc(4,i))
cvr(i) = zc(i) * cvr(i)
cva(i) = cvr(i) + cvr0(i)
cv(i) = cva(i) * gascef(i)
      q(3,i)= dens(i) * (cv(i) *
tmp(i) -aaaa(i) * dens(i) + 0.5d0 *
velo(i)**2)
endif
      end do
      return
      end

```

B.5 サブルーチン output

```

      subroutine output
      include 'common.h'
      include 'func.h'
      dimension atime(10)
      kstep=1
      if(istep.eq.0) then
        do i=1, n-1
          xc=0.5d0*(x(i+1)+x(i))
          write(11,*) xc,dens(i)
          write(12,*) xc,velo(i)
          write(13,*) xc,pres(i)
          write(14,*) xc,ratio(i)
          write(15,*) xc,tmp(i)
        end do
        do k=1, 5
          write(10+k,*)
        end do
      end if
      if(time.gt.0.d0) then
        do j = 1, 10

```

```

      atime(j) = timeend * 0.1d0 * float(j)
      dtime = time - atime(j)
      if(abs(dtime).le.0.5d0*dt) then
        write(6,*) istep, time
        do i=1, n-1
          xc=0.5d0*(x(i+1)+x(i))
          write(11,*) xc,dens(i)
          write(12,*) xc,velo(i)
          write(13,*) xc,pres(i)
          write(14,*) xc,ratio(i)
          write(15,*) xc,tmp(i)
        end do
        do k=1, 5
          write(10+k,*)
        end do
      end if
    enddo
  endif

  if(mod(istep,kstep).eq.0.and.imesh.eq.100
0) then
    write(16,*) time, pres(109)
    write(17,*) time, pres(179)
    write(18,*) time, pres(299)
    write(19,*) time, pres(482)

    if(istep.eq.0) then
      pmax1 = pres(109)
      pmax2 = pres(179)
      pmax3 = pres(299)
      pmax4 = pres(482)
      ptime1 = 0.d0
      ptime2 = 0.d0
      ptime3 = 0.d0
      ptime4 = 0.d0
    else
      if(pres(109).gt.pmax1)    pmax1    =

```



```

pres(109)-101325.d0          if(pres(713).gt.pmax2)    pmax2    =
  if(pres(179).gt.pmax2)    pmax2    = pres(713)-101325.d0
pres(179)-101325.d0          if(pres(1195).gt.pmax3)   pmax3    =
  if(pres(299).gt.pmax3)    pmax3    = pres(1195)-101325.d0
pres(299)-101325.d0          if(pres(1927).gt.pmax4)   pmax4    =
  if(pres(482).gt.pmax4)    pmax4    = pres(1927)-101325.d0
pres(482)-101325.d0          if(pres(436).gt.101325.d0) ptime1   =
  if(pres(109).gt.101325.d0) ptime1   = ptime1 + (pres(436)-101325.d0) * dt
ptime1 + (pres(109)-101325.d0) * dt  if(pres(713).gt.101325.d0) ptime2   =
  if(pres(179).gt.101325.d0) ptime2   = ptime2 + (pres(713)-101325.d0) * dt
ptime2 + (pres(179)-101325.d0) * dt  if(pres(1195).gt.101325.d0) ptime3   =
  if(pres(299).gt.101325.d0) ptime3   = ptime3 + (pres(1195)-101325.d0) * dt
ptime3 + (pres(299)-101325.d0) * dt  if(pres(1927).gt.101325.d0) ptime4   =
  if(pres(482).gt.101325.d0) ptime4   = ptime4 + (pres(1927)-101325.d0) * dt
ptime4 + (pres(482)-101325.d0) * dt  endif
endif                                end if
  end if                                return
                                        end
if(mod(istep,kstep).eq.0.and.imesh.eq.400
0) then
  write(16,*) time, pres(436)
  write(17,*) time, pres(713)
  write(18,*) time, pres(1195)
  write(19,*) time, pres(1927)
if(istep.eq.0) then
  pmax1 = pres(436)
  pmax2 = pres(713)
  pmax3 = pres(1195)
  pmax4 = pres(1927)
  ptime1 = 0.d0
  ptime2 = 0.d0
  ptime3 = 0.d0
  ptime4 = 0.d0
else
  if(pres(436).gt.pmax1)    pmax1    =
pres(436)-101325.d0

```

B.6 サブルーチン timestep

```

subroutine timestep
include 'common.h'
include 'func.h'
umax=0.d0
do i=1, n-1
  sos=sqrt(gamef(i)*gascef(i)*tmp(i))
  umax=max(umax,abs(velo(i))+sos)
end do
dt = cfl * dx / umax
return
end

```

B.7 サブルーチン bound

```

subroutine bound
include 'common.h'
q(1, 0) = q(1, 1)
q(2, 0) = -q(2, 1)
q(3, 0) = q(3, 1)
q(4, 0) = q(4, 1)
q(1, -1) = q(1, 2)
q(2, -1) = -q(2, 2)
q(3, -1) = q(3, 2)
q(4, -1) = q(4, 2)
q(1, -2) = q(1, 3)
q(2, -2) = -q(2, 3)
q(3, -2) = q(3, 3)
q(4, -2) = q(4, 3)
frac = ratioR
gasc = frac * gasc1 + (1.d0-frac) *
gasc2
gam=1.d0+
gasc*mgam1*mgam2/(gasc1*mgam2*frac
+gasc2*mgam1*(1.d0-frac))
mgam = gam - 1.d0
e0R = presR/densR/mgam +
0.5d0*veloR**2
q(1,n:n+2)= densR
q(2,n:n+2)= densR * veloR
q(3,n:n+2)= densR * e0R
q(4,n:n+2)= densR * ratioR
pres(n:n+2)= presR
dens(n:n+2)= densR
velo(n:n+2)= veloR
tmp(n:n+2)= tempR
return
end

```

B.8 サブルーチン wenoZ

```

subroutine wenoZ
include 'common.h'
real*8 nabra
dimension Wp(-2:n+2,5)
dimension D1_0(5), D1_1(5),
D1_2(5)
dimension D2_0(5), D2_1(5),
D2_2(5)
dimension Be0(5), Be1(5), Be2(5)
dimension del(5), tau5(5)
dimension a0(5), a1(5), a2(5)
dimension o0(5), o1(5), o2(5)
dimension f0(5), f1(5), f2(5)
dimension asum(5)
include 'func.h'
ep = 1.e-6
m=5
do i=-2, n+2
Wp(i,1) = dens(i)
Wp(i,2) = velo(i)
Wp(i,3) = pres(i)
Wp(i,4) = ratio(i)
Wp(i,5) = tmp(i)
end do
do i=1, n
im2=i-3
im1=i-2
ic =i-1
ip1=i
ip2=i+1
ip3=i+2
do nn=1,m
D2_0(nn)=Wp(im2,nn)-2.d0*Wp(im1,nn)

```

```

+Wp(ic,nn)
D2_1(nn)=Wp(im1,nn)-2.d0*Wp(ic,nn)+W
p(ip1,nn)
D2_2(nn)=Wp(ic,nn)-2.d0*Wp(ip1,nn)+W
p(ip2,nn)
D1_0(nn)=Wp(im2,nn)-4.d0*Wp(im1,nn)
+3.d0*Wp(ic,nn)
D1_1(nn)=Wp(im1,nn)-Wp(ip1,nn)
D1_2(nn)=3.d0*Wp(ic,nn)-4.d0*Wp(ip1,n
n)+Wp(ip2,nn)
Be0(nn)=13.d0*(D2_0(nn)*D2_0(nn))/12.
d0+0.25d0*D1_0(nn)*D1_0(nn)
Be1(nn)=13.d0*(D2_1(nn)*D2_1(nn))/12.
d0+0.25d0*D1_1(nn)*D1_1(nn)
Be2(nn)=13.d0*(D2_2(nn)*D2_2(nn))/12.
d0+0.25d0*D1_2(nn)*D1_2(nn)
del(nn)=Be2(nn)-Be0(nn)
tau5(nn)=abs(del(nn))*max(del(nn),-del(n
n))*abs(del)
a0(nn)=0.1d0*(1.d0+tau5(nn))/(ep+Be0(nn
)))
a1(nn)=0.6d0*(1.d0+tau5(nn))/(ep+Be1(nn
)))
a2(nn)=0.3d0*(1.d0+tau5(nn))/(ep+Be2(nn
)))
)))
asum(nn)=1.d0/(a0(nn)+a1(nn)+a2(nn))
o0(nn)=a0(nn)*asum(nn)
o1(nn)=a1(nn)*asum(nn)
o2(nn)=a2(nn)*asum(nn)
f0(nn)=(2.d0*Wp(im2,nn)-7.d0*Wp(im1,n
n)+11.d0*Wp(ic ,nn))/6.d0
f1(nn)=( -Wp(im1,nn)+5.d0*Wp(ic ,nn
) +2.d0*Wp(ip1,nn))/6.d0
f2(nn)=(2.d0*Wp(ic ,nn)+5.d0*Wp(ip1,nn)
-Wp(ip2,nn))/6.d0
WL(nn,i)=o0(nn)*f0(nn)+o1(nn)*f1(nn)+o
2(nn)*f2(nn)
end do
end do
do i=1, n
im2=i-3
im1=i-2
ic =i-1
ip1=i
ip2=i+1
ip3=i+2
do nn=1,m
D2_0(nn)=Wp(im1,nn)-2.d0*Wp(ic,nn)+W
p(ip1,nn)
D2_1(nn)=Wp(ic,nn)-2.d0*Wp(ip1,nn)+W
p(ip2,nn)
D2_2(nn)=Wp(ip1,nn)-2.d0*Wp(ip2,nn)+

```

```

Wp(ip3,nn)
D1_0(nn)=Wp(im1,nn)-4.d0*Wp(ic,nn)+3.d0*Wp(ip1,nn)
D1_1(nn)=Wp(ic,nn)-Wp(ip2,nn)
D1_2(nn)=3.d0*Wp(ip1,nn)-4.d0*Wp(ip2,nn)+Wp(ip3,nn)
Be0(nn)=13.d0*(D2_0(nn)*D2_0(nn))/12.d0+0.25d0*D1_0(nn)*D1_0(nn)
Be1(nn)=13.d0*(D2_1(nn)*D2_1(nn))/12.d0+0.25d0*D1_1(nn)*D1_1(nn)
Be2(nn)=13.d0*(D2_2(nn)*D2_2(nn))/12.d0+0.25d0*D1_2(nn)*D1_2(nn)
del(nn)=Be2(nn)-Be0(nn)
tau5(nn)=abs(del(nn))*max(del(nn),-del(nn))*abs(del)
a0(nn)=0.3d0*(1.d0+tau5(nn))/(ep+Be0(nn))
a1(nn)=0.6d0*(1.d0+tau5(nn))/(ep+Be1(nn))
a2(nn)=0.1d0*(1.d0+tau5(nn))/(ep+Be2(nn))
asum(nn)=1.d0/(a0(nn)+a1(nn)+a2(nn))
o0(nn)=a0(nn)*asum(nn)
o1(nn)=a1(nn)*asum(nn)
o2(nn)=a2(nn)*asum(nn)
f0(nn)=(-Wp(im1,nn)+5.d0*Wp(ic,nn)+2.d0*Wp(ip1,nn))/6.d0
f1(nn)=(2.d0*Wp(ic,nn)+5.d0*Wp(ip1,nn)-Wp(ip2,nn))/6.d0
f2(nn)=(11.d0*Wp(ip1,nn)-7.d0*Wp(ip2,nn)+2.d0*Wp(ip3,nn))/6.d0
WR(nn,i)=o0(nn)*f0(nn)+o1(nn)*f1(nn)+o2(nn)*f2(nn)
end do
end do
return
end
B.9 サブルーチン calc_vl4
subroutine calc_vl4
include 'common.h'
dimension el(4,4), elinv(4,4), alpha(4)
include 'func.h'
! flux splitting scheme
do i=1, n
rho = wL(1,i)
vel = wL(2,i)
pre = wL(3,i)
frac = wL(4,i)
tem = wL(5,i)
gasc =
frac*gasc1+(1.d0-frac)*gasc2
gam=1.d0+gasc*mgam1*mgam2/(gasc1*mgam2*frac+gasc2*mgam1*(1.d0-frac))

```

```

mgam= gam-1.d0
flux(1,i) = rho * vel
flux(2,i) = rho * vel * vel + pre
frac_m =
frac*amola/((1.d0-frac)*amolg+frac*amol
a)
rrc = ppc / zzc / gasc / ttc
ttr = tem / ttc
rrr = rho / rrc
ppr = pre / ppc
ae = 5.808d0 + 4.93 * aac
bet = 7.d0
erro = 1.d0
do while (abs(erro).ge.0.00001)
    b2=3.d0*bet-1.d0
    b3=1.d0/(1.d0+bet)
    zzc=bet*b2*b3**3
    erro=zzc-zz
dz=zzc*(1.d0/bet+3.d0/b2-3.d0*b3)
    bet=bet+erro/dz
enddo
be = bet
bb3 = be*(3.d0*be-1.d0)
be5 = (be*(3.d0*be-6.d0)-1.d0)/bb3
be6 = be*(be-3.d0)/bb3
kkk1 = be - kk0
kkk2 = 0.5d0 * (1.d0 - kk0 - ae + 2.d0 * be)
ss=-8.44d0+(4.50d0-0.363d0*be)*be
    hh0=88.5d0-3.12d0*be
    hh1=-44.4d0+5.22d0*be
    hh2=-47.8d0+4.06d0*be
    hh3=23.7d0-3.26d0*be
    bb41=-kkk1
    bb51=kkk2
    bb12=hh0
    bb22=hh2-3.0*hh0
    bb32=3.0*(hh0-hh2)
    bb42=3.0*hh2-kk0-hh0
    bb52=-hh2
    bb13=hh1-hh0-ss
    bb23=1.0+5.0*ss+3.0*(hh0-hh1)-hh2+hh3
    bb33=-10.0*ss+3.0*(-hh0+hh1+hh2-hh3)
    bb43=be+10.0*ss+hh0-hh1+3.0*(-hh2+hh
3)
    bb53=-kkk2-5.0*ss+hh2-hh3
    bb63=ss
    bb14=-hh1
    bb24=3.0*hh1-hh3
    bb34=3.0*(-hh1+hh3)
    bb44=hh1-3.0*hh3
    bb54=hh3
    bb11=0.d0
    bb21=0.d0
    bb31=0.d0
    bb61=0.d0
    bb62=0.d0
    bb64=0.d0
    if(rrr.gt.1.d0) then
        cv_r0 = cp_r0 - 1.d0
        ccc1 = (1.d0/rrr**2-1.d0)*bb11/2 +
(1.d0/rrr-1.d0)*bb21 &
+
&
+
(dlog(1.d0/rrr)-dlog(1.d0))*bb31 -
(rrr-1.d0)*bb41 &
&
- (rrr**2-1.d0)*bb51/2 -
(rrr**3-1.d0)*bb61/3
        ccc4 = (1.d0/rrr**2-1.d0)*bb14/2 +

```

```

(1.d0/rrr-1.d0)*bb24 &
    &
(dlog(1.d0/rrr)-dlog(1.d0))*bb34
(rrr-1.d0)*bb44 &
    & -(rrr**2-1.d0)*bb54/2
(rrr**3-1.d0)*bb64/3
aaa1=bb11/rrr+bb21+bb31*rrr+bb41*rrr
**2+bb51*rrr**3+bb61*rrr**4
aaa2=bb12/rrr+bb22+bb32*rrr+bb42*rrr
**2+bb52*rrr**3+bb62*rrr**4
aaa3=bb13/rrr+bb23+bb33*rrr+bb43*rrr
**2+bb53*rrr**3+bb63*rrr**4
aaa4=bb14/rrr+bb24+bb34*rrr+bb44*rrr
**2+bb54*rrr**3+bb64*rrr**4
bbb1=bb11-bb31*rrr**2-2.d0*bb41*rrr**
3-3.d0*bb51*rrr**4-4.d0*bb61*rrr**5
bbb2=bb12-bb32*rrr**2-2.d0*bb42*rrr**
3-3.d0*bb52*rrr**4-4.d0*bb62*rrr**5
bbb3=bb13-bb33*rrr**2-2.d0*bb43*rrr**
3-3.d0*bb53*rrr**4-4.d0*bb63*rrr**5
bbb4=bb14-bb34*rrr**2-2.d0*bb44*rrr**
3-3.d0*bb54*rrr**4-4.d0*bb64*rrr**5
cv_r1 = -1.d0 * (kkk2*rrr**2 -
2.d0*kkk1*rrr)/ttr**2
cv_r = cv_r1 + 2.d0 * (ccc1/ttr**2 + ccc4)
dpdt = -aaa1 / ttr**2 + aaa3 + 2.d0 * aaa4
* ttr
dpdv = bbb1 / ttr + bbb2 + bbb3 * ttr +
bbb4 * ttr**2
cpcv = -ttr * dpdt * dpdt / dpdv
cp_r = cv_r + cpcv - 1.d0/zzc
cv_r = zzc * cv_r
cv_a = cv_r + cv_r0
ccv = cv_a * gasc
cp_r = zzc * cp_r
cp_a = cp_r + cp_r0

ccp = cp_a * gasc
aaaaa = y1*3.d0*Pcrit(1)/Rhocrit(1)**2 +
y2*3.d0*Pcrit(2)/Rhocrit(2)**2 &
    &
y3*3.d0*Pcrit(3)/Rhocrit(3)**2 +
y4*3.d0*Pcrit(4)/Rhocrit(4)**2 &
    &
y5*3.d0*Pcrit(5)/Rhocrit(5)**2 +
y6*3.d0*Pcrit(6)/Rhocrit(6)**2 &
    &
y7*3.d0*Pcrit(7)/Rhocrit(7)**2 +
y8*3.d0*Pcrit(8)/Rhocrit(8)**2 &
    &
y9*3.d0*Pcrit(9)/Rhocrit(9)**2 +
y10*3.d0*Pcrit(10)/Rhocrit(10)**2 &
    &
y11*3.d0*Pcrit(11)/Rhocrit(11)**2
entha = ccv * tem -aaaaa * rho + pre/rho
    flux(3,i) = rho * vel * (entha +
0.5d0 * vel**2)
else
    flux(3,i) = rho * vel *
(gam/mgam*pre/rho + 0.5d0 * vel**2)
endif
    flux(4,i) = rho * frac * vel
include 'vanleer4.h'
!
    flux(1:4,i) = flux(1:4,i) +
alpha(1:4)
! === right side ===
    rho = wR(1,i)
    vel = wR(2,i)
    pre = wR(3,i)
    frac = wR(4,i)
    tem = wR(5,i)
    gasc =

```

```

frac*gasc1+(1.d0-frac)*gasc2
gam=1.d0+gasc*mgam1*mgam2/(gasc1*
mgam2*frac+gasc2*mgam1*(1.d0-frac))
    mgam = gam-1.d0
    flux(1,i) = flux(1,i) + rho * vel
    flux(2,i) = flux(2,i) + rho * vel *
vel + pre
frac_m =
frac*amol/((1.d0-frac)*amolg+frac*amol
a)
rrc = ppc / zzc / gasc / ttc
ttr = tem / ttc
rrr = rho / rrc
ppr = pre / ppc
ae = 5.808d0 + 4.93d0 * aac
bet = 7.d0
erro = 1.d0
do while (abs(erro).ge.0.00001)
    b2=3.d0*bet-1.d0
    b3=1.d0/(1.d0+bet)
    zz=bet*b2*b3**3
    erro=zzc-zz
dz=zzc*(1.d0/bet+3.d0/b2-3.d0*b3)
    bet=bet+erro/dz
enddo
be = bet
bb3 = be*(3.d0*be-1.d0)
be5 = (be*(3.d0*be-6.d0)-1.d0)/bb3
be6 = be*(be-3.d0)/bb3
kkk1 = be - kk0
kkk2 = 0.5d0 * (1.d0 - kk0 - ae + 2.d0 * be)
ss=-8.44d0+(4.50d0-0.363d0*be)*be
    hh0=88.5d0-3.12d0*be
    hh1=-44.4d0+5.22d0*be
    hh2=-47.8d0+4.06d0*be
    hh3=23.7d0-3.26d0*be
    bb41=-kkk1
    bb51=kkk2
    bb12=hh0
    bb22=hh2-3.0*hh0
    bb32=3.0*(hh0-hh2)
    bb42=3.0*hh2-kk0-hh0
    bb52=-hh2
    bb13=hh1-hh0-ss
    bb23=1.0+5.0*ss+3.0*(hh0-hh1)-hh2+hh3
    bb33=-10.0*ss+3.0*(-hh0+hh1+hh2-hh3)
    bb43=be+10.0*ss+hh0-hh1+3.0*(-hh2+hh
3)
    bb53=-kkk2-5.0*ss+hh2-hh3
    bb63=ss
    bb14=-hh1
    bb24=3.0*hh1-hh3
    bb34=3.0*(-hh1+hh3)
    bb44=hh1-3.0*hh3
    bb54=hh3
    bb11=0.d0
    bb21=0.d0
    bb31=0.d0
    bb61=0.d0
    bb62=0.d0
    bb64=0.d0
    if(rrr.gt.1.d0) then
    cv_r0 = cp_r0 - 1.d0
    ccc1 = (1.d0/rrr**2-1.d0)*bb11/2 +
(1.d0/rrr-1.d0)*bb21 &
& +

```

```

(dlog(1.d0/rrr)-dlog(1.d0))*bb31      -   cv_r = zzc * cv_r
(rrr-1.d0)*bb41 &                      -   cv_a = cv_r + cv_r0
      &      -(rrr**2-1.d0)*bb51/2     -   ccv = cv_a * gasc
(rrr**3-1.d0)*bb61/3                   -   cp_r = zzc * cp_r
ccc4 = (1.d0/rrr**2-1.d0)*bb14/2      +   cp_a = cp_r + cp_r0
(1.d0/rrr-1.d0)*bb24 &                 -   ccp = cp_a * gasc
      &                                  +   aaaaa = y1*3.d0*Pcrit(1)/Rhocrit(1)**2 +
(dlog(1.d0/rrr)-dlog(1.d0))*bb34      -   y2*3.d0*Pcrit(2)/Rhocrit(2)**2 &
(rrr-1.d0)*bb44 &                      &                                  +
      &      -(rrr**2-1.d0)*bb54/2     -   y3*3.d0*Pcrit(3)/Rhocrit(3)**2   +
(rrr**3-1.d0)*bb64/3                   -   y4*3.d0*Pcrit(4)/Rhocrit(4)**2 &
aaa1=bb11/rrr+bb21+bb31*rrr+bb41*rrr   &                                  +
**2+bb51*rrr**3+bb61*rrr**4           -   y5*3.d0*Pcrit(5)/Rhocrit(5)**2   +
aaa2=bb12/rrr+bb22+bb32*rrr+bb42*rrr   -   y6*3.d0*Pcrit(6)/Rhocrit(6)**2 &
**2+bb52*rrr**3+bb62*rrr**4           &                                  +
aaa3=bb13/rrr+bb23+bb33*rrr+bb43*rrr   -   y7*3.d0*Pcrit(7)/Rhocrit(7)**2   +
**2+bb53*rrr**3+bb63*rrr**4           -   y8*3.d0*Pcrit(8)/Rhocrit(8)**2 &
aaa4=bb14/rrr+bb24+bb34*rrr+bb44*rrr   &                                  +
**2+bb54*rrr**3+bb64*rrr**4           -   y9*3.d0*Pcrit(9)/Rhocrit(9)**2   +
bbb1=bb11-bb31*rrr**2-2.d0*bb41*rrr**  -   y10*3.d0*Pcrit(10)/Rhocrit(10)**2 &
3-3.d0*bb51*rrr**4-4.d0*bb61*rrr**5    &                                  +
bbb2=bb12-bb32*rrr**2-2.d0*bb42*rrr**  -   y11*3.d0*Pcrit(11)/Rhocrit(11)**2
3-3.d0*bb52*rrr**4-4.d0*bb62*rrr**5    -   entha = ccv * tem - aaaaa * rho + pre/rho
bbb3=bb13-bb33*rrr**2-2.d0*bb43*rrr**  -   flux(3,i) = flux(3,i) + rho * vel *
3-3.d0*bb53*rrr**4-4.d0*bb63*rrr**5    -   (entha + 0.5d0 * vel**2)
bbb4=bb14-bb34*rrr**2-2.d0*bb44*rrr**  -   else
3-3.d0*bb54*rrr**4-4.d0*bb64*rrr**5    -   flux(3,i) = flux(3,i) + rho * vel *
cv_r1 = -1.d0 * (kkk2*rrr**2 -        -   (gam/mgam*pre/rho + 0.5d0 * vel**2)
2.d0*kkk1*rrr)/ttr**2                 -   endif
cv_r = cv_r1 + 2.d0 * (ccc1/ttr**2 + ccc4) -   flux(4,i) = flux(4,i) + rho * frac *
dpdt = -aaa1 / ttr**2 + aaa3 + 2.d0 * aaa4 -   vel
* ttr                                   -   include 'vanleer4.h'
dpdv = bbb1 / ttr + bbb2 + bbb3 * ttr +   flux(1:4,i) = flux(1:4,i) -
bbb4 * ttr**2                           -   alpha(1:4)
cpcv = -ttr * dpdt * dpdt / dpdv        -   flux(1:4,i) = 0.5d0 * flux(1:4,i)
cp_r = cv_r + cpcv - 1.d0/zzc           -   end do

```



```

return
end

B.10 サブルーチン calc_loss

subroutine calc_loss
include 'common.h'
dimension dist(n)
include 'func.h'
eps = 1.d-6
amyu = 1.76d-5
prandtl = 0.7d0
conduct = 25.9d0
tjimen = 298.15d0
boltz_k = 1.3806d-16
if(rr(i).gt.1.d0) then
do j = 1,ns
qq(j) = 668.d0*(Pcrit(j)/101325.d0)/Terit(j)**2*da
i(j)**2
gamma(j) = Terit(j)**(1/6)*amol(j)**0.5/(Pcrit(j)/10132
5.d0)**(2/3)
enddo
do i = 1, n-1
do j = 1,ns
ttmp(j,i) = boltz_k*tmp(i)/(ee(j)*boltz_k*ee(j)*boltz_
k)**0.5d0
omeg(j,i)=1.16145/ttmp(j,i)**0.14874+0.5
2487/exp(0.77320*ttmp(j,i))+ &
&
2.16178/exp(2.43787*ttmp(j,i))
myu0(j,i) = 26.69*(amol(j)*tmp(i))**0.5/sigma(j)**2/o
meg(j,i)/10**7 ![Pa*s

ai(j,i) = 1.9824d-3/(tmp(i)/Terit(j))*exp(5.2683*(t
mp(i)/Terit(j))**(-0.5767))
bi(j,i) = ai(j,i)*(1.6552*(tmp(i)/Terit(j))-1.2760)
ci(j,i) = 0.1319 / (tmp(i)/Terit(j)) *
exp(3.7035*(tmp(i)/Terit(j))**(-79.8678))
di(j,i) = 2.9496 / (tmp(i)/Terit(j)) *
exp(2.9190*(tmp(i)/Terit(j))**(-16.6169))
pri(j,i)=pres(i)/Pcrit(j)*y(j,i)
amyui(j,i)=1.d0+(1.d0-0.45d0*qq(j))*ai(j,i)
*pri(j,i)**1.5/(bi(j,i)*pri(j,i)+ &
&
(1+ci(j,i)*pri(j,i)**di(j,i))**(-1))
amyui(j,i) = amyui(j,i) *
myu0(j,i) ![Pa*s
do k = 1,ns
fai(j,k,i)=(1.d0+(amyui(j,i)/amyui(k,i))**0.
5*(amol(k)/amol(j))**0.25)**2/(8.d0*(1.d0
&
& +amol(j)/amol(k))**0.5
enddo
enddo
amyur(i) = 0.d0
do j = 1,ns
sum = 0.d0
do k = 1,ns
sum = sum + y(k,i) * fai(j,k,i)
enddo
amyur(i) = amyur(i) + y(j,i) * amyui(j,i) /
sum
enddo
do j = 1,ns
rrr = dens(i)*yy(j,i)/Rhocrit(j)
ttr = tmp(i)/Terit(j)
ae = 5.808d0 + 4.93 * acen(j)

```

```

bet = 7.d0
erro = 1.d0
do while (abs(erro).ge.0.00001)
    b2=3.d0*bet-1.d0
    b3=1.d0/(1.d0+bet)
    zz=bet*b2*b3**3
    erro=Zcrit(j)-zz

dz=Zcrit(j)*(1.d0/bet+3.d0/b2-3.d0*b3)
    bet=bet+erro/dz
enddo
be = bet
bb3 = be*(3.d0*be-1.d0)
be5 = (be*(3.d0*be-6.d0)-1.d0)/bb3
be6 = be*(be-3.d0)/bb3
kkk1 = be - kk0
kkk2 = 0.5d0 * (1.d0 - kk0 - ae + 2.d0 * be)

ss=-8.44d0+(4.50d0-0.363d0*be)*be
    hh0=88.5d0-3.12d0*be
    hh1=-44.4d0+5.22d0*be
    hh2=-47.8d0+4.06d0*be
    hh3=23.7d0-3.26d0*be
    bb41=-kkk1
    bb51=kkk2
    bb12=hh0
    bb22=hh2-3.0*hh0
    bb32=3.0*(hh0-hh2)
    bb42=3.0*hh2-kk0-hh0
    bb52=-hh2
    bb13=hh1-hh0-ss

bb23=1.0+5.0*ss+3.0*(hh0-hh1)-hh2+hh3

bb33=-10.0*ss+3.0*(-hh0+hh1+hh2-hh3)

bb43=be+10.0*ss+hh0-hh1+3.0*(-hh2+hh
3)
    bb53=-kkk2-5.0*ss+hh2-hh3
    bb63=ss
    bb14=-hh1
    bb24=3.0*hh1-hh3
    bb34=3.0*(-hh1+hh3)
    bb44=hh1-3.0*hh3
    bb54=hh3

bb11=0.d0
bb21=0.d0
bb31=0.d0
bb61=0.d0
bb62=0.d0
bb64=0.d0
ccc1 = (1.d0/rrr**2-1.d0)*bb11/2 +
(1.d0/rrr-1.d0)*bb21 &
& +
(dlog(1.d0/rrr)-dlog(1.d0))*bb31 -
(rrr-1.d0)*bb41 &
& -(rrr**2-1.d0)*bb51/2 -
(rrr**3-1.d0)*bb61/3
ccc4 = (1.d0/rrr**2-1.d0)*bb14/2 +
(1.d0/rrr-1.d0)*bb24 &
& +
(dlog(1.d0/rrr)-dlog(1.d0))*bb34 -
(rrr-1.d0)*bb44 &
& -(rrr**2-1.d0)*bb54/2 -
(rrr**3-1.d0)*bb64/3
aaa1=bb11/rrr+bb21+bb31*rrr+bb41*rrr
**2+bb51*rrr**3+bb61*rrr**4
aaa2=bb12/rrr+bb22+bb32*rrr+bb42*rrr
**2+bb52*rrr**3+bb62*rrr**4
aaa3=bb13/rrr+bb23+bb33*rrr+bb43*rrr
**2+bb53*rrr**3+bb63*rrr**4
aaa4=bb14/rrr+bb24+bb34*rrr+bb44*rrr

```



```

dpdv = bbb(1,i) / tr(i) + bbb(2,i) + bbb(3,i)
* tr(i) + bbb(4,i) * tr(i)**2
cpcv = -tr(i) * dpdt * dpdt / dpdv
cpr(i) = cvr(i) + cpev - 1.d0/zc(i)
cpr(i) = zc(i) * cpr(i)
cpa(i) = cpr(i) + cpr0(i)
cp(i) = cpa(i) * gascef(i)
prandtlr(i) = amyur(i)*cp(i)/conductr(i)
enddo
endif
    dist = dx
    if(velo(1).ge.0.d0) then
        dist(1) = 0.5d0 * dx
    else
        do j=2,n-1
            iflag=0
            if(velo(j).ge.0.d0) then
                dist(i)=0.5d0*(x(j)+x(j+1))-0.5d0*(x(i)+x(i
+1))
                iflag=1
            end if
            if(iflag.eq.1) goto 97
            dist(i)
            =
x(n)-0.5d0*(x(i)+x(i+1))
        end do
        97    continue
        else
            dist(i) = dx
        end if
    end do
    do i=1, n-1
        dist(i)=max(dx,dist(i))
    end do
    loss_mom = 0.d0
    loss_heat = 0.d0
    cfmax=0.d0
    cfmin=1.d30
    imax=1
    imin=1
    do i=1, n-1
        if(rr(i).gt.1.d0) then
            rey
            =

```

```

dens(i)*abs(velo(i))*dist(i)/amyur(i) + eps
else
    rey
    =
dens(i)*abs(velo(i))*dist(i)/amyu + eps
endif
    if(rey.le.5.D5) then
        cf=1.328d0/Sqrt(rey)
    else
        cf=0.455/(log10(rey))**2.58 -
1614.d0/rey
    end if
    sratio
    =
abs(velo(i))/sqrt(2.d0*pres(i)/dens(i))
    cfFM = 1.d0/(Sqrt(pi) * sratio +
eps) ! free-molecular limit
    cf=min(cf, cfFM)
    dynpres
    =
0.5d0*dens(i)*velo(i)**2
    taug = dynpres * cf
    loss_mom(i)= - taug * jimen(i)
if(rr(i).gt.1.d0) then
    if(rey.le.5.D5) then

htrans=0.332d0*conductr(i)/dist(i)*prand
tldr(i)**(1/3)*rey**0.5
    else

htrans=0.0296d0*conductr(i)/dist(i)*pran
dtldr(i)**(2/3)*rey**0.8
    end if
else
    if(rey.le.5.D5) then

htrans=0.332d0*conduct/dist(i)*prandtl*
*(1/3)*rey**0.5
    else
        htrans=0.0296d0*conduct/dist(i)*prandtl
        **
(2/3)*rey**0.8
    end if
endif
    sos
    =
Sqrt(gamef(i)*gascef(i)*tmp(i))
    amach = velo(i)/sos
    if(rr(i).gt.1.d0) then
        trec
        =
tmp(i)
        *
(1.d0+prandtlr(i)**(1.d0/3.d0) &
*0.5d0*(gamef(i)-1.d0)*amach**2)
    else
        trec
        =
tmp(i)
        *
(1.d0+prandtl**
(1.d0/3.d0) &
*0.5d0*(gamef(i)-1.d0)*amach**2)
    endif
    heatflux
    =
max(0.d0,
htrans*(trec-tjimen))
    gc = gascef(i)
    ga = gamef(i)
    heatFM = gc * Sqrt(gc*temp)
    *(-tjimen*(ga+1.d0) &
+
temp*(1.d0+2.d0*sratio**2*(ga-1.d0)+ga)
) * dens(i) &
/
(2.d0*Sqrt(2.d0*Pi)*(ga-1.d0))
    heatFM = max(0.d0, heatFM)
    loss_heat(i) = - min(heatflux,
heatFM) * jimen(i)
end do
return

```

```

end
del4 = del4 -
(flux(4,ip)*area(ip)-flux(4,i)*area(i))
if(mode.eq.1) then
  k1(1,i) = del1
  k1(2,i) = del2
  k1(3,i) = del3
  k1(4,i) = del4
  q(1,i)=q_n(1,i) + dt/vol(i) *
  beta0 * k1(1,i)
  q(2,i)=q_n(2,i) + dt/vol(i) *
  beta0 * k1(2,i)
  q(3,i)=q_n(3,i) + dt/vol(i) *
  beta0 * k1(3,i)
  q(4,i)=q_n(4,i) + dt/vol(i) *
  beta0 * k1(4,i)
else if(mode.eq.2) then
  k2(1,i) = del1
  k2(2,i) = del2
  k2(3,i) = del3
  k2(4,i) = del4
  q(1,i)=q_n(1,i) + dt/vol(i) *
  (beta1*k1(1,i)+gamma1*k2(1,i))
  q(2,i)=q_n(2,i) + dt/vol(i) *
  (beta1*k1(2,i)+gamma1*k2(2,i))
  q(3,i)=q_n(3,i) + dt/vol(i) *
  (beta1*k1(3,i)+gamma1*k2(3,i))
  q(4,i)=q_n(4,i) + dt/vol(i) *
  (beta1*k1(4,i)+gamma1*k2(4,i))
else if(mode.eq.3) then
  k3(1,i) = del1
  k3(2,i) = del2
  k3(3,i) = del3
  k3(4,i) = del4
  q(1,i)=q_n(1,i) + dt/vol(i) *
  (beta2*k1(1,i)+gamma2*k2(1,i) &

```

B.11 サブルーチン update(mode)

```

subroutine update(mode)
include 'common.h'
include 'func.h'
al0=0.5d0
al1=1.d0
al2=0.5d0
beta0=(Sqrt(2.d0)-1.d0)/2.d0
beta1=0.d0
beta2=0.d0
gamma1=1.d0-1.d0/sqrt(2.d0)
gamma2=-1.d0/sqrt(2.d0)
delta2=1.d0+1.d0/sqrt(2.d0)
w1 = 1.d0/6.d0
w2 = (1.d0-1.d0/sqrt(2.d0))/3.d0
w3 = (1.d0+1.d0/sqrt(2.d0))/3.d0
w4 = 1.d0/6.d0
do i=1, n-1
  ip=i+1
  del1 = 0.d0
  del2 = pres(i)*(area(ip)-area(i))
  del3 = 0.d0
  del4 = 0.d0
  if(losson.eq.1) then
    del2 = del2 + loss_mom(i)
    del3 = del3 + loss_heat(i)
  end if
  del1 = del1 -
(flux(1,ip)*area(ip)-flux(1,i)*area(i))
  del2 = del2 -
(flux(2,ip)*area(ip)-flux(2,i)*area(i))
  del3 = del3 -
(flux(3,ip)*area(ip)-flux(3,i)*area(i))

```

```

+delta2*k3(1,i)                                velo(i) = q(2,i)/q(1,i)
      q(2,i)=q_n(2,i) + dt/vol(i) *            pres(i) =
(beta2*k1(2,i)+gamma2*k2(2,i) &                max(0.d0,(q(3,i)-0.5d0*q(2,i)**2/q(1,i)) *
+delta2*k3(2,i)                                tmp(i) =
      q(3,i)=q_n(3,i) + dt/vol(i) *            pres(i)/(gascef(i)*dens(i))
(beta2*k1(3,i)+gamma2*k2(3,i) &                y(1,i) = ratio_m(i) * Yg(1) + (1.d0 -
+delta2*k3(3,i)                                y(2,i) = ratio_m(i) * Yg(2) + (1.d0 -
      q(4,i)=q_n(4,i) + dt/vol(i) *            ratio_m(i)) * Ya(2)
(beta2*k1(4,i)+gamma2*k2(4,i) &                yy(1,i) = ratio(i) * Xg(1) + (1.d0 - ratio(i)) *
+delta2*k3(4,i)                                Xa(1) ! true mass % n2
      else                                       yy(2,i) = ratio(i) * Xg(2) + (1.d0 - ratio(i)) *
      k4(1,i) = del1                             Xa(2)
      k4(2,i) = del2                             do j = 3, ns
      k4(3,i) = del3                             y(j,i) = ratio_m(i) * Yg(j)
      k4(4,i) = del4                             yy(j,i) = ratio(i) * Xg(j)
      q(1,i)=q_n(1,i) + dt/vol(i) *            enddo
(w1*k1(1,i)+w2*k2(1,i) &                        pc(i) = 0.d0
+delta2*k3(1,i)+w4*k4(1,i))                    tc(i) = 0.d0
      q(2,i)=q_n(2,i) + dt/vol(i) *            ze(i) = 0.d0
(w1*k1(2,i)+w2*k2(2,i) &                        ac(i) = 0.d0
+delta2*k3(2,i)+w4*k4(2,i))                    da(i) = 0.d0
      q(3,i)=q_n(3,i) + dt/vol(i) *            do j = 1, ns
(w1*k1(3,i)+w2*k2(3,i) &                        pc(i) = pc(i) + y(j,i) * Pcrit(j)
+delta2*k3(3,i)+w4*k4(3,i))                    tc(i) = tc(i) + y(j,i) * Tcrit(j)
      q(4,i)=q_n(4,i) + dt/vol(i) *            ze(i) = ze(i) + y(j,i) * Zcrit(j)
(w1*k1(4,i)+w2*k2(4,i) &                        ac(i) = ac(i) + y(j,i) * acen(j)
+delta2*k3(4,i)+w4*k4(4,i))                    da(i) = da(i) + y(j,i) * dai(j)
      end if                                     enddo
      dens(i) = q(1,i)                          rc(i) = pc(i) / ze(i) / gascef(i) / tc(i)
      pr(i) = pres(i) / pc(i)
      tr(i) = tmp(i) / tc(i)
      rr(i) = dens(i) / rc(i)
      if(rr(i).gt.1.d0) then
      aeos(i) = 5.808d0 + 4.93 * ac(i)

```

```

beta = 7.d0
err = 1.d0
do while (abs(err).ge.0.00001)
    b2=3.0*beta-1.0
    b3=1.0/(1.0+beta)
    zz=beta*b2*b3**3
    err=zc(i)-zz

    bb(1,3,i)=h1(i)-h0(i)-s(i)
    bb(2,3,i)=1.0+5.0*s(i)+3.0*(h0(i)-h1(i))-h2
    (i)+h3(i)
    bb(3,3,i)=-10.0*s(i)+3.0*(-h0(i)+h1(i)+h2(i)
    )-h3(i))
    dz=zc(i)*(1.0/beta+3.0/b2-3.0*b3)
    beta=beta+err/dz
    enddo
    beos(i) = beta
    bbbb(i) = beos(i)*(3.d0*beos(i)-1.d0)
    beta5(i) = (beos(i)*(3.d0*beos(i)-6.d0)-1.d0)/bbbb(i)
    beta6(i) = beos(i)*(beos(i)-3.d0)/bbbb(i)
    kk1(i) = beos(i) - kk0
    kk2(i) = 0.5d0 * (1.d0 - kk0 - aeos(i) + 2.d0
    * beos(i))
    s(i)=-8.44d0+(4.50d0-0.363d0*beos(i))*be
    os(i)
    h0(i)=88.5d0-3.12d0*beos(i)
    h1(i)=-44.4d0+5.22d0*beos(i)
    h2(i)=-47.8d0+4.06d0*beos(i)
    h3(i)=23.7d0-3.26d0*beos(i)
    do 300 j=1,6
    do 300 k=1,4
    300 bb(j,k,i)=0.0
    bb(4,1,i)=-kk1(i)
    bb(5,1,i)=kk2(i)
    bb(1,2,i)=h0(i)
    bb(2,2,i)=h2(i)-3.0*h0(i)
    bb(3,2,i)=3.0*(h0(i)-h2(i))
    bb(4,2,i)=3.0*h2(i)-kk0-h0(i)
    bb(5,2,i)=-h2(i)
    bb(1,3,i)=h1(i)-h0(i)-s(i)
    bb(2,3,i)=1.0+5.0*s(i)+3.0*(h0(i)-h1(i))-h2
    (i)+h3(i)
    bb(3,3,i)=-10.0*s(i)+3.0*(-h0(i)+h1(i)+h2(i)
    )-h3(i))
    bb(4,3,i)=beos(i)+10.0*s(i)+h0(i)-h1(i)+3.0
    *(-h2(i)+h3(i))
    bb(5,3,i)=-kk2(i)-5.0*s(i)+h2(i)-h3(i)
    bb(6,3,i)=s(i)
    bb(1,4,i)=-h1(i)
    bb(2,4,i)=3.0*h1(i)-h3(i)
    bb(3,4,i)=3.0*(-h1(i)+h3(i))
    bb(4,4,i)=h1(i)-3.0*h3(i)
    bb(5,4,i)=h3(i)
    ccc(1,i) = (1.d0/rr(i)**2-1.d0)*bb(1,1,i)/2 +
    (1.d0/rr(i)-1.d0)*bb(2,1,i) &
    & (dlog(1.d0/rr(i))-dlog(1.d0))*bb(3,1,i) +
    (rr(i)-1.d0)*bb(4,1,i) &
    & -(rr(i)**2-1.d0)*bb(5,1,i)/2 -
    (rr(i)**3-1.d0)*bb(6,1,i)/3
    ccc(4,i) = (1.d0/rr(i)**2-1.d0)*bb(1,4,i)/2 +
    (1.d0/rr(i)-1.d0)*bb(2,4,i) &
    & (dlog(1.d0/rr(i))-dlog(1.d0))*bb(3,4,i) -
    (rr(i)-1.d0)*bb(4,4,i) &
    & -(rr(i)**2-1.d0)*bb(5,4,i)/2 -
    (rr(i)**3-1.d0)*bb(6,4,i)/3
    aaa(1,i)=bb(1,1,i)/rr(i)+bb(2,1,i)+bb(3,1,i)*
    rr(i)+bb(4,1,i)*rr(i)**2+bb(5,1,i)*rr(i)**3+
    bb(6,1,i)*rr(i)**4
    aaa(2,i)=bb(1,2,i)/rr(i)+bb(2,2,i)+bb(3,2,i)*

```



```

rr(i)+bb(4,2,i)*rr(i)**2+bb(5,2,i)*rr(i)**3+
bb(6,2,i)*rr(i)**4
aaa(3,i)=bb(1,3,i)/rr(i)+bb(2,3,i)+bb(3,3,i)*
rr(i)+bb(4,3,i)*rr(i)**2+bb(5,3,i)*rr(i)**3+
bb(6,3,i)*rr(i)**4
aaa(4,i)=bb(1,4,i)/rr(i)+bb(2,4,i)+bb(3,4,i)*
rr(i)+bb(4,4,i)*rr(i)**2+bb(5,4,i)*rr(i)**3+
bb(6,4,i)*rr(i)**4
    crit=5.d-7
    dtemp=1.e6
atemp=tmp(i)
do while (abs(dtemp).gt.crit)
tr(i) = atemp / tc(i)
cvr1(i) = -1.d0 * (kk2(i)*rr(i)**2 -
2.d0*kk1(i)*rr(i))/tr(i)**2
cvr(i) = cvr1(i) + 2.d0 * (ccc(1,i)/tr(i)**2 +
ccc(4,i))
cvr(i) = zc(i) * cvr(i)
aaaa(i) = 0.d0
cpr0(i) = 0.d0
do j = 1,ns
Rhocrit(j) =
Pcrit(j)/Zcrit(j)/(ugc/amol(j))/Tcrit(j)  ![k
g/m3
cpr0(i) = cpr0(i) + y(j,i) * cp_nasa(j,i)
aaaa(i) = aaaa(i) + y(j,i) * 3.d0 * Pcrit(j) /
Rhocrit(j)**2
enddo
cvr0(i) = cpr0(i) - 1.d0
cva(i) = cvr(i) + cvr0(i)
cv(i) = cva(i) * gascef(i)
    func=q(3,i) + aaaa(i)*dens(i)**2
- 0.5d0*dens(i)*velo(i)**2
func0 = q(3,i) + aaaa(i)*dens(i)**2 -
0.5d0*dens(i)*velo(i)**2
    rhoh0=q(1,i)*cv(i)*atemp
    func=func - rhoh0
    dfdt= - q(1,i)*cv(i)
    dtemp=-func/dfdt*0.1d0
    atemp=atemp+dtemp
enddo
tmp(i) = atemp
tr(i) = tmp(i) / tc(i)
pr(i) = aaa(1,i)/tr(i) + aaa(2,i) +
aaa(3,i)*tr(i) + aaa(4,i)*tr(i)**2
pres(i) = pr(i) * pc(i)
endif
end do
return
end

```

参考文献

- [1] Kyle, Ed.: Space Launch Report, last updated December 2016, <http://www.spacelaunchreport.com/logdec.html> (accessed October 2, 2017).
- [2] International Air Transport Association: Safety Report 2016, published April 2017, <http://skybrary.aero/bookshelf/books/3875.pdf> (accessed October 2, 2017).
- [3] 宇宙政策委員会: 宇宙輸送システム長期ビジョン, 2014年4月発行, <http://www8.cao.go.jp/space/committee/kettei/vision.pdf> (accessed October 2, 2017).
- [4] 宇宙開発戦略本部: 宇宙基本計画, <http://www8.cao.go.jp/space/plan/keikaku.html>(accessed October 13, 2017).
- [5] 宇宙開発利用部会:
ロケットによる人工衛星等の打上げに係る安全対策の評価基準 (改定) , http://www.mext.go.jp/component/b_menu/shingi/toushin/_icsFiles/afieldfile/2016/07/04/1372959_4.pdf, 2016(accessed October 2, 2017).
- [6] 航空法第三章, 航空機の安全性, http://elaws.e-gov.go.jp/search/elawsSearch/elaws_search/lsg0500/detail?lawId=327AC000000231&openerCode=1(accessed October 13, 2017).
- [7] 国土交通省航空局安全部航空機安全課長: 航空機及び装備品等の検査に関する一般方針, <http://www.ktr.mlit.go.jp/notice/pdf/201107/00005482.pdf>(accessed October 13, 2017).
- [8] JAXA: 国際宇宙ステーション (ISS) に関する Q&A, http://iss.jaxa.jp/iss_faq/iss/iss_037.html(accessed October 13, 2017).
- [9] 堀川ら: 航空・宇宙システムの安全性と高信頼性, 計測と制御, **24**, 4(1985), pp.354-360
- [10] JAXA 安全・信頼性推進部: システム安全標準 JMR-001B, <http://sma.jaxa.jp/TechDoc/>(accessed October 13, 2017).
- [11] JAXA 安全・信頼性推進部: 公募小型副衛星 ハザード解析ハンドブック JERG-2-025, <http://sma.jaxa.jp/TechDoc/>(accessed October 13, 2017).
- [12] International Labour Organization: 国際化学物質安全性カード ICSC0063
- [13] 山中龍夫: 有人宇宙システムの安全, *MACRO REVIEW*, **4**, 2(1991), pp.37-40.
- [14] 宇宙情報センター: クラスタロケット, http://spaceinfo.jaxa.jp/ja/cluster_rockets.html(accessed October 18, 2017).
- [15] Sgobba, T., Wilde, P. D., Rongier, I. and Allahdadi, F. A.: Safety Design for Space Operations, Butterworth-Heinemann, 1 edition, ISBN978-0-08-096921-3, 2013.
- [16] Takahashi, A. and Shimada, T.: Essentially Non-explosive propulsion Paving a Way for Fail-Safe Space Transportation, *TRANSACTIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES, AEROSPACE TECHNOLOGY JAPAN*, ISTS Special Issue, **16**, 1(2018), pp.1-8.
- [17] 高橋晶世, 嶋田徹: 宇宙輸送におけるレジリエンス・エンジニアリング,” 日本機械学会 2017年度年次大会, 9/5, 埼玉
- [18] Chiaverini, Kuo: Fundamentals of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion, ISBN978-1-56347-703-4, AIAA, 2007.
- [19] Ciezki, et.al.: A Short Discussion on Performance, Safety and Environmental Aspects of Gel and Hybrid Rocket Propulsion Systems, ISTS2017, Matsuyama, 2017.

- [20] Kniffen: Hybrid rocket development at the American rocket company, AIAA90-2762
- [21] AFPBB ニュース: ヴァージンの商用宇宙船、試験飛行中に墜落 操縦士 1 人死亡,
<http://www.afpbb.com/articles/-/3030580>(accessed October 18, 2017).
- [22] Sorae.jp: 「スペースシップツー」の事故、安全対策の不足と操縦士のミスが原因=NTSB
 が結論,
<http://sorae.jp/030201/5629.html>(accessed October 18, 2017).
- [23] Merrill, C.: Nitrous Oxide Explosive Hazards, AFRL-RZ-ED-TP-2008-184, 2008.
- [24] US Air Force: AFMAN91-201, Explosives Safety Standards, 2011.
- [25] 兵藤幸夫: ロケット等の安全管理, 安全工学 **43**, 2(2004), pp.96-104.
- [26] 兵藤幸夫ら: 固体ロケット打ち上げ事故時の爆発威力について(I)(II), 火薬学会誌, **59**,
 2(1998), pp.71-91
- [27] Nammo: HYBRID PROPULSION,
<https://www.nammo.com/what-we-do/technology/hybrid-propulsion/>(accessed October
 20, 2017).
- [28] Foust, J.: SpaceShipTwo Bounces Back to Rubber Fuel, SPACE NEWS,
<http://spacenews.com/virgin-galactic-switching-back-to-rubber-fuel-for-spaceshiptwo/>,
 2015(accessed April 5, 2018).
- [29] 永田晴紀: CAMUI 型ハイブリッドロケットの開発と事業化計画,
<http://www8.cao.go.jp/space/committee/27-housei/housei-dai2/siryoku6-1.pdf>(accessed
 October 20, 2017).
- [30] 白井雄太郎,那賀川 一郎: ハイブリッドロケットにおける WAX 燃料の成型特性,
 STCP-2015-038, 平成 27 年度宇宙輸送シンポジウム, 2016.
- [31] S I サイエンス株式会社: 製品安全データシート,
https://www.si-science.co.jp/product/data/MSDS_N.pdf(accessed October 20, 2017).
- [32] Wilton, C.: Investigation of the Explosive Potential of the Hybrid Propellant
 Combinations N2O4 / PBAN and CTF / PBAN, AD/ A-003 595, Air Force Rocket
 Propulsion Laboratory, March, 1967.
- [33] National Technical Information Service: Engineering design handbook, Explosions
 in air, part1, AD/A-003 817, AMCP706-181, 1974.
- [34] Strehlow, R.A. and Baker, W.E.: The Characterization and Evaluation of Accidental
 Explosions, *Prog. Energy Combust. Sci.*, **2**(1976), pp.27-60.
- [35] Holsapple, K.A. and Schmidt, R.M.: On the Scaling of Crater Dimensions 2. Impact
 Process, *Journal of Geophysical Research*, **87**, B3(1982), pp.1849-1870.
- [36] Kitagawa, K., Nakayama, Y., Matsumura, T., Wakabayashi, K., Toda, R., Morita, T.
 and Shimada, T.: Experimental Study of Fragmentation of Hybrid Rocket Fuel, *Trans.*
JSASS Aerospace Tech. Japan, **12**, ists29(2014), pp. Pa_15-Pa_20.
- [37] 粉体工学会: 粉体工学ハンドブック, ISBN978-4-254-25267-5 C3058, 2014
- [38] Hurley, M.J., et.al.: SFPE Handbook of Fire Protection Engineering,
 ISBN9781493925650, Springer, 2015.
- [39] Wada, Y., Jikei, M., Kato, R., Kato, N. and Hori, K.: Application of Low Melting
 Point Thermoplastics to Hybrid Rocket Fuel, *Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan*, **10**,
 ists28(2012), pp. Pa_1-Pa_5.

- [40] 中原一郎: 材料力学, 養賢堂, 39 版, 2007, p.331.
- [41] 神保元二: 粉碎生成物の粒度分布と粉碎機構, *窯業協會誌*, **73**, 6(1965), pp.35-42.
- [42] WOLFRAM: WOLFRAM MATHEMATICA, <http://www.wolfram.com/mathematica/> (accessed December 9, 2017).
- [43] Takahashi, A., Shimada, T.: Evaluation of Energy for Detonation Occurrence of Space Propulsion System, Asia Pacific Symposium on Safety 2017, Kokura, 2017.
- [44] Wolanski, P., Lee, D., Sichel, M., Kauffman, C. W. and Nicholls, J. A.: The Structure of Dust Detonations, Dynamics of Shock Waves, Explosions, and Detonations, pp. 241-263, Progress in Astronautics and Aeronautics, ISBN978-0-915928-91-0, published by American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1985.
- [45] 谷洋海: 自燃性流体の反応機構と着火・火炎ダイナミクス, *ながれ*, **34** (2015) , pp.25-32.
- [46] Gordon, S. and McBride, B. J.: Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications I. Analysis, NASA RP-1311, 1994.
- [47] Hermann, Schlichting, Klaus and Gersten: Boundary-layer Theory, Springer, ISBN978-3-662-52917-1, 2017.
- [48] Lin, C.: Turbulent Flows and Heat Transfer, Andesite Press, 978-1296837211, 2015.
- [49] Roskam, J. and Lan, C.: Airplane Aerodynamics and Performance, DAR corporation, 978-1884885440, Revised, 2016.
- [50] Bird, G. A.: Molecular gas dynamics, Clarendon Press, 1976.
- [51] Som, S. K.: Introduction to Heat Transfer, PHI Learning, ISBN978-8120330603, 2008.
- [52] van Leer, B.: Flux-vector splitting for the Euler equations, Lecture Notes in Physics, **170**(1982), pp.507-512.
- [53] Borges, R., Carmona, M., Costa, B. and Sun Don, W.: An improved weight essentially non-oscillatory scheme for hyperbolic conseevation laws, *Journal of Computational Physics*, **227**(2008), pp.3191-3211.
- [54] Farmer, R., Cheng, G., Chen, Y. and Pike, R.: Computational Transport Phenomena for Engineering Analysis, CRC Press, ISBN978-1420067569, 2009.
- [55] 大江修造: 物性推算法, データブック出版社, ISBN4902209020, 2002.
- [56] 山下和之: CANS1D モデルパッケージ md_shktb 衝撃波管, http://www.astro.phys.s.chiba-u.ac.jp/netlab/cans/cans1d/md_shktb/Readme.pdf(accessed February 25, 2018).
- [57] Linstrom, P.J. and Mallard, W.G. Eds.: NIST Chemistry WebBook, NIST Standard Reference Database Number 69, National Institute of Standards and Technology, 2018.
- [58] Clancey, V.J.: Diagnostic Features of Explosion Damage, 6th International Meeting on Forensic Sciences, Edinburgh, Scotland.1972.
- [59] Tokui, H. and Yamazaki, K.: On the Elastomers Derived from Polybutadiene-Acrylic Acid Acrylonitrile Terpolymer as a Fuel Binder, *Bulletin of the Chemical Society of Japan*, **40**(1967), pp.2177-2181.
- [60] S. Venkatachalam. G. Santhosh and K.N. Ninan: High Energy Oxidizers for Advanced Solid Propellants and Explosives, Advances in Solid Propellant Technology,

- 1st International HEMSI Workshop, Ranchi, India, 2002.
- [61] National Aeronautics and Space Administration: Space Shuttle Advanced Solid Rocket Motor (ASRM) Program, Design, Construction and Operation of New Facilities for Manufacturing and Testing (MS,FL,LA): Environmental Impact Statement, 1989.
- [62] NSSB マテリアル株式会社: アルミニウム合金の化学成分及び特性,
http://www.nssb-material.co.jp/products/images/catalog_21-22.pdf(accessed February 25, 2018).
- [63] 中村, 鈴木: ロケットエンジン, 森北出版, ISBN978-4-627-69041-7, 2004.
- [64] Wingborg, N: Increasing the tensile strength of HTPB with different isocyanates and chain extenders, *Polymer Testing*, **21**(2002), pp.283-287.
- [65] Whitmore, S.A., Peterson, Z.W. and Eilers, S.D.: Analytical and Experimental Comparisons of HTPB and ABS as Hybrid Rocket Fuels, AIAA 2011-5909, 2011.
- [66] Ishigaki, T. and Nakagawa, I.: Study on Wax Fuel for Hybrid Rockets, AIAA 2017-4827, 2017.
- [67] Hikone, S., Maruyama, S., Isiguro, T and Nakagawa, I: Regression Rate Characteristics and Burning Mechanism of Some Hybrid Rocket Fuels, AIAA 2010-7030, 2010.
- [68] 華陽物産株式会社: プラスチック物性一覧表,
http://www.kayo-corp.co.jp/common/pdf/pla_propertylist01.pdf(accessed Oct. 26, 2017).
- [69] Laska, P. R.: Bombs, IEDs, and Explosives: Identification, Investigation, and Disposal Techniques, CRC Press, ISBN978-1-4987-1450-1, 2016.
- [70] Kuo, K.K. and Chiaverini, M.J.: Fundamentals of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion, AIAA, ISBN: 978-1-56347-703-4, 2007.
- [71] 五十地ら: 推力 5000N 級 CAMUI 型ハイブリッドロケットの推進系及び機体構造の開発, STCP-2012-077, 平成 24 年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原.
- [72] 伊藤ら: CAMUI (カムイ) 型ハイブリッドロケット/SNS 製液体ロケット打上げ実験報告, 平成 24 年 8 月 10 日, <http://www.hastic.jp/news/20120810.pdf>(accessed Feb. 14, 2018).
- [73] Hayashi, D. and Ssakurai, T.: A Fundamental Study of An End-Burning Swirling-Flow Hybrid Rocket Engine Using Low Melting Temperature Fuels, AIAA 2015-4138, 2015.
- [74] Shimada, T., et.al.: Study of Low-Cost 100kg-Satellite Launcher Using Hybrid Rocket Engines, Paper presented at Session7 of Space Propulsion 2014, Cologne, 19-22 May 2014.
- [75] 高木, 中野: JIS R 1607 三点曲げ破壊靱性試験片のコンプライアンスと応力拡大係数の解析, *精密工学会誌*, **68**, 6(2002), pp.811-816.
- [76] Ozawa, K., Kitagawa, K. and Shimada, T.: Flight Performance Simulations of Vertical Launched Sounding Rockets Using Altering-Intensity Swirling-Oxidizer-Flow-Type Hybrid Motors, AIAA 2015-3832.

謝辞

嶋田徹先生には在学 3 年間に渡って全てのご指導を賜りました。嶋田研究室の北川幸樹先生、森下直樹様、Dr. Messineo Jerome、井出雄一朗博士（徳留研究室）、Mr. Goutham Karthikeyan、Mr. Valerian Piento、臼杵智章君、三島源生君、小畑啓君、松野友樹君、Mr. Krishan Yadav、木村永翔君、渡邊藍さん（慶応大学）には研究に関する有益な議論、サポート、助言をいただきました。坂本さおり様には学生生活全般のサポートをいただきました。

東京大学より土橋律先生、津江光洋先生、姫野武洋先生、寺本進先生には博士論文研究について有益な議論、助言をいただきました。

九州工業大学より坪井伸幸先生、小澤晃平博士、林光一先生（青山大学名誉教授）、冬頭孝之様（豊田中央研究所）、森井雄飛様（早稲田大学）には流体解析プログラムに作成について有益な議論、サポート、助言をいただきました。

東海大学より那賀川一郎先生には固体燃料粉塵化モデルの作成について有益な助言をいただきました。

首都大学東京より櫻井毅司先生には数理モデルの燃焼試験事例への適用について有益な助言をいただきました。

TiSPACE Incorporated, Taiwan より Dr Yen-Sen Chen には流体解析プログラムに作成について有益な議論、サポート、助言をいただきました。

宇宙科学研究所より峯杉賢治先生、佐藤英一先生には固体燃料粉塵化モデルの作成について有益な助言をいただきました。

JAXA より小林亮二様（元 S & MA 総括）、鈴木浩一様（現 S & MA 総括）にはハザード解析について有益な助言をいただきました。本江幹朗博士には流体解析プログラムに作成について有益な議論、サポート、助言をいただきました。

日油株式会社様には固体燃料の機械物性取得についてご協力いただきました。

産業総合技術研究所より出雲充生様には固体燃料粉塵化モデルの作成について有益な助言をいただきました。

IHI エアロスペースより千葉正俊様には既存のロケット打上げの安全対策についてご教示いただきました。山中翔太様には流体解析プログラムに作成について有益な議論、サポート、助言をいただきました。

発表等の出張費用について、科研費 JP16H04594 および JAXA 宇宙研と国内大学の研究者からなるハイブリッドロケット研究 WG のサポートをいただきました。

日本機械学会様より 2017 年度産業・化学機械と安全部門の 部門賞〔論文表彰〕 および 第一回女性未来賞の表彰をいただきました。

家族には家庭生活全般のサポートをいただきました。

ありがとうございました。