

2J02 ロケット打ち上げ時の有人宇宙船アポルトシステムに関する検討（続報）

○和田英一，谷直樹，藤本圭一郎，山西伸宏（宇宙航空研究開発機構）

Conceptual Study of Launch Abort System (Followup report)
Eiichi Wada, Naoki Tani, Keiichiro Fujimoto, Nobuhiro Yamanishi (JAXA)

Key Words: Launch Abort System, Human Rated, Ascent Phase, Tractor, Pusher, Loss of Crew

Abstract

JAXA is investigating a system of human spacecraft and its launcher, and we are studying a Launch Abort System in order to increase the safety level of crews in the system. The aim of the study is to realize a safe system evaluated with the probability of loss of crew. For the first step, this report shows an estimated probability of the loss of crew in case that the launcher explodes in a maximum dynamic pressure during an ascent phase.

1. 緒言

1.1 有人宇宙輸送システム概況

世界においては，米国・ロシア・中国が有人宇宙輸送システムを実現しており，さらに米国では民間資本を源泉とする低軌道有人宇宙輸送システムの構築が急ピッチで進められている．一方で，世界における宇宙開発は，その意義の比重をハードパワーから社会インフラとしての価値に移しつつあり，有人宇宙事業についてもソフトパワーとしての意義を薄れさせている傾向にある¹⁾．

しかしながら，国際宇宙ステーション（ISS）事業が国際協業の成功事例としての象徴性を持ち，また，有人宇宙事業が高リスク/高コスト事業であることを考慮すると，将来的に月以遠等を視野に入れた大規模な有人宇宙事業が立ち上がる際には，国際協業体制で臨む可能性が高いと考えられる．

このような背景から，我が国が単独で有人宇宙輸送システムを保持する意義については慎重な議論を要するが，有人宇宙輸送技術が米露中に集中している状況から，将来的な国際協業ミッションの議論に臨む際の技術的に重要な交渉カードとして，有人宇宙輸送システムの根幹と目される技術の獲得には一定の価値を見い出せる．

一方，宇宙航空研究開発機構（JAXA）は，自律的持続可能な宇宙輸送システムの構築を目指して，関係機関と共に我が国の基幹ロケット H-IIA および H-IIB に代わり得る新型基幹ロケットの研究を進めている．新型基幹ロケットの将来的な発展性につい

ても研究を行っており，その選択肢のひとつに有人輸送が挙げられる．前述の世界の状況も踏まえ，JAXA では平成 22 年度から平成 24 年度まで，JAXA が重点的に取り組むべき戦略的技術分野のひとつとして有人宇宙船システム技術を設定し，その技術研究を推進してきた．

1.2 有人安全技術構築への取り組み

有人宇宙輸送システムの実現に際しては，これまでの無人宇宙輸送システム技術に加えて，クルーの安全性の確立が必須命題となる．この安全性の確立に必要な一連の技術を有人安全技術と称する．有人安全技術は「安全要求」「安全性実現手段」「安全性評価技術」の 3 つの項目から成り，それぞれが有人宇宙輸送システムのリファレンスモデルに対してインプットとフィードバックを持つ．図 1 に 3 つの項目とリファレンスモデルの関連を示す．

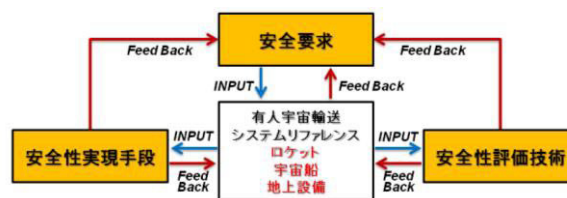


図 1 有人安全技術の 3 つの項目

「安全要求」は我が国の有人宇宙輸送システムがどの程度安全であるべきかを，国内外の事例を参考としながら構築する活動である．活動を通して，NASA の安全要求を改良しながら導入するだけでは

なく、原子力発電システムの安全要求等の異なる業界の安全の考え方も参考にしつつ、日本社会に対して説明責任を果たし得る安全要求体系を構築することを目指す。具体的には、フォルト・トレラント／フェイル・セーフ要求に代表されるエンジニアリング的な要求と、LOC (Loss Of Crew) 確率に代表されるリスク許容値としての要求を組み合わせた体系を模索する。

「安全性実現手段」は安全要求を満たすための技術・手段である。具体的には、有人打上用ロケットに発生し得る故障を検知する検知技術、異常時に宇宙船搭乗員（クルー）の安全を保つための技術、さらには安全の維持が困難な状況（ハザード発生）と判断される場合にクルーを離脱させる技術等を示す。検知システムや判断ロジックの構築を含めて、安全要求を満たすための技術群の構築を目指す。なお、本稿で扱う「有人宇宙船アボートシステム」は、安全性実現手段のひとつに数えられるが、火災発生時の消火器や自動車事故発生時のエアバックと同じく、ハザード発生後の対処策として運用するシステムであり、ハザード発生を予防する冗長化等の一般的なフェールセーフ安全システムとは別の性質を持つ。

「安全性評価技術」は、安全性実現手段を具備した有人宇宙輸送システムが、実際に安全要求を満たしているか否かを評価する技術を示す。具体的には、有人宇宙輸送ミッションのクリティカルハザードを抽出し、ハザード事象の発生や伝播をモデル化の上で、数値シミュレーションを軸として定量的な安全性の評価を実施する。この評価は、機体や設備の開発完了後に確認作業として実施する評価ではなく、開発の初期段階からの適用を目指す。つまり、開発の各フェーズにて安全性評価を行い、システムが安全要求を満足しない場合は速やかに設計にフィードバックをかけることによって、効率的に安全要求を満足する有人宇宙輸送システムを開発し実現する。

このように、3つの項目を柱として、有人安全技術の構築を目指す。

1.3 有人宇宙船アボートシステム検討の目的

有人宇宙輸送システムの実現に際しては、本質的に、もしくは制御的にハザードに陥り難いシステムを構築することが重要である。しかしながら、絶対安全なるシステムは存在しないため、ある確率で発生するハザードに対しては、クルーの最終的な生還率を向上させる（安全要求を満足させる）サブシステムとしてアボートシステムを具備する方法が考え

られる。すなわち、クルーの生存が脅かされる事態となった際に飛行を中断し、クルーを無事に退避・帰還させるシステム（アボートシステム）を構築・運用することも考慮しなければならない。

本稿では、「安全要求」「安全性実現手段」「安全性評価技術」の3つの項目の有人安全技術の試行例として、現在研究を進めている有人宇宙輸送システムのアボートシステム（安全性実現手段）の安全性評価を行い、ロケットの爆発ハザードに対するクルー離脱成功率の定量的評価結果を報告する。

2. アボートシステムの安全性評価の条件

2.1 対象とするミッションフェーズ

1.3項で述べたアボートシステムは、有人宇宙輸送ミッションの全期間において成立させることが必要となるが、宇宙船の軌道投入以降にアボートさせる場合は、宇宙船の通常の帰還経路に沿って飛行することにより帰還を果たすことが可能である。しかし、宇宙船の軌道投入以前、所謂ロケット打ち上げフェーズ（Ascent Phase）においては、宇宙船の高度・速度・環境条件が刻一刻と変化するため、離脱開始の運動条件が多様となり、通常の帰還と共通的な帰還経路も存在しない。このため、打上フェーズの様々な条件についてアボートを成立させるためには追加の機器が必要となり、機器も含めた安全性評価は技術的に難しい。したがって、本研究では技術的に難しいロケット打ち上げフェーズを研究対象とした。

なお、有人輸送用ロケットの打ち上げフェーズのアボートを成立させるために必要な機器（システム）を本稿ではLAS (Launch Abort System) と呼称する。

2.2 アボートのケース選定

2.1項の考察から有人宇宙輸送ミッションにおいてLASが担う範囲は、ロケット射点における宇宙船へのクルー搭乗完了から宇宙船の軌道投入完了までとなる。すなわち、(a)クルー搭乗後からロケットが射座（パッド）からリフトオフする前にアボートすること（パッドアボート）、(b)ロケットが飛行中の状態から飛行を中断して洋上や地上への帰還すること、(c)余剰の増速能力が使用できる場合に地球周回軌道へ退避すること（ATO: Abort To Orbit）を想定する。図2にロケット運用中のアボートフェーズ種別を示す。

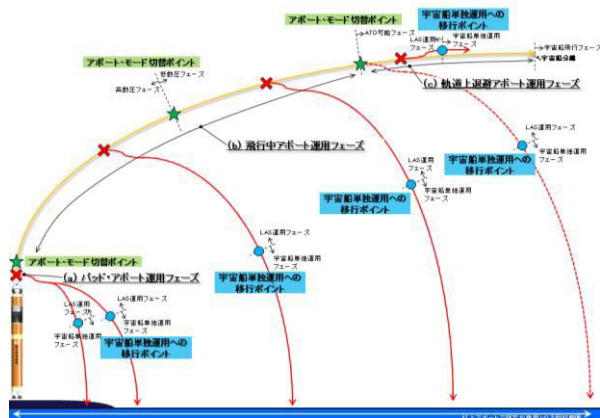


図 2 ロケット運用中のアボートフェーズ種別

アボートフェーズの中でも様々なアボートケースが考えられるが、特に重要かつ代表的なケースとして、クルーに印加される加速度が大きくなる「リフトオフ前の射座における離脱（パッドアボート）」と、LAS 等への環境条件が厳しくなる「飛行中の動圧最大時における離脱（maxQ アボート）」を選定した。

2.3 リファレンスモデルの設定

LAS の設計は、有人宇宙船や有人ロケットとの機能と性能の配分評価、ハザード発生時の離脱成立性評価等を通じてシステムバランスを考慮しつつ決める必要がある。このため、現時点の宇宙船・ロケット・LAS を研究の初期条件（リファレンスモデル）と設定して評価を開始し、評価の結果や今後の宇宙船・ロケットの設計仕様の進捗に合わせて LAS の仕様も変更していくこととした。なお、有人宇宙船は JAXA 有人宇宙輸送ミッション本部が研究中のカプセル型宇宙船を、有人ロケットは JAXA 宇宙輸送ミッション本部が研究中の新型基幹ロケット将来構想（有人機）を平成 24 年度時点のリファレンスモデルとした。LAS については、本研究で設定した 2 つの LAS リファレンスモデルを図 3 に示す。

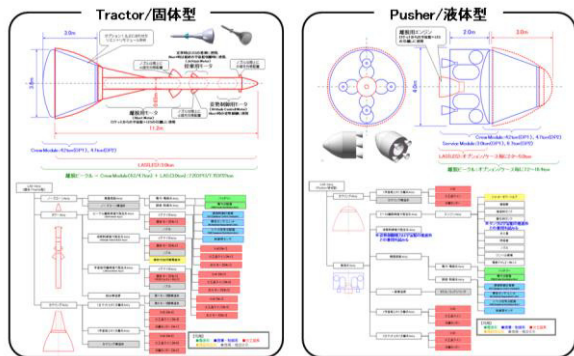


図 3 LAS リファレンスモデル

図 3 の左図は Tractor/固体推進系のアボートタワーを持つ LAS である。これは Apollo や Soyuz に適用された古典的な形式であり、現在米国にて開発中の MPCV（旧 Orion）にも適用される予定である。もうひとつは図 3 の右図に示すような Pusher/液体推進系の LAS である。この形式はこれまでに適用された事例はないものの、Boeing 社の CST-100 や Dragon 等、現在開発中の宇宙船におけるアボートシステムとして適用されている形式である。

2.4 検討対象ハザードの設定

クルーの生存を脅かす故障（ハザード）は、ロケット爆発に代表される対処時間に余裕のないハザードと、緩やかな軌道逸脱等の対処時間に余裕のあるハザードとに大別される。有人宇宙輸送システムの開発完了時点では想定される全てのハザードに対してアボートの成立性を検証する必要があるが、本研究段階では LAS に対して厳しい機能性能要求が課せられる前者から成立性評価に着手する。なお、想定すべきハザードにはロケット飛行中に宇宙船で発生する異常も含まれるが、この場合はロケットの機能は健全であるため、後者の対処時間に余裕のあるハザードに含まれるものとして本研究段階では取り扱わない。

図 4 にロケット爆発に至るハザード発生マップを示す。米国のロケットを中心に、ロケット爆発に至るハザード源を整理した結果、エンジン/推進系に起因する爆発事象がロケットの運用フェーズ全体を通じて発生し得ることが分かった。このため、本稿の LAS のシステム検討で取り扱うハザードは典型的な例としてエンジン/推進系起因のロケット機体爆発とした。

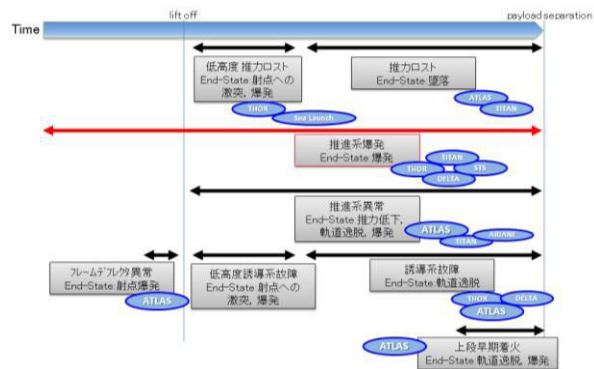


図 4 ロケット爆発に至るハザード発生マップ

3. 安全性評価の試行

3.1 爆発ハザードからの離脱成立性評価

前報²⁾にて、2.3 項で設定した2つの LAS リファレンスモデルのうち Tractor/固体型のモデルに対して、2.4 項で設定したロケット爆発ハザードを仮定し、ロケット爆発に起因するロケット周辺環境の急激な圧力上昇（オーバプレッシャ）からの LAS による離脱成否を数値シミュレーションにて判定した結果を報告した。

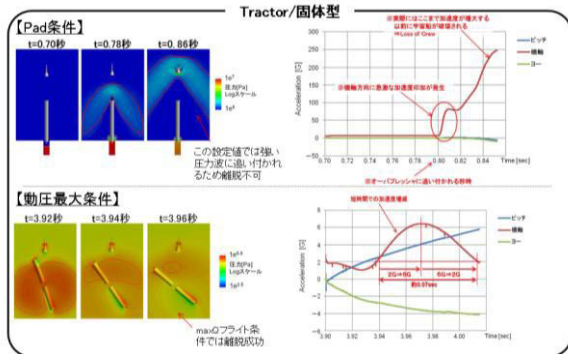


図 5 Tractor/固体型モデルの離脱成立性評価結果

図 5 に Tractor/固体型モデルの離脱成立性評価結果を示す。オーバプレッシャからの離脱成立条件は NASA のアボート安全クライテリアを流用し、6psi のオーバプレッシャに追い付かれないこととした³⁾。解析には CFD と 6 自由度飛行解析モデルを適用し、爆発によるオーバプレッシャの伝播と離脱ビークルの運動を同時に解析した。なお、両リファレンスにモデルには、初期制約として、クルーに対して最も厳しい加速度制約となる NASA/SP-2010-3407⁴⁾におけるアボート加速度条件を適用し、離脱運動の真空中初期加速度が 12G となる離脱推進力を与えた。この設定値は今後の検討サイクルの中で見直していく可能性がある。

図 5 の上段はパッドアボートについての解析結果であり、射座においてロケット機体の全搭載薬量がロケット下方の煙道に脱落し混合、爆発を引き起こしたケースである。図 5 の上段左図中の赤実線は 6psi のオーバプレッシャ等圧面を示す。ここで、 $t=0$ 秒は離脱運動を開始した時間を表し、 $t=0.70$ 秒から爆発が開始している。爆発エネルギーはロケットの全搭載薬量に対し TNT 換算率 10%として計算した。

事前に実施した質点系解析では、爆発開始まで 0.7 秒を確保して離脱を開始することにより 6psi のオーバプレッシャから離脱可能と見積もっていたが、6 自由度の解析結果である図 5 の上段左図より、爆発

開始から 0.16 秒後には離脱ビークルがオーバプレッシャ面に追い付かれており、離脱に失敗している。

これは、爆発の開始箇所を煙道に設定したため、煙道の形状の影響によってオーバプレッシャの伝播がロケット機軸上方に強い指向性を持ち、平地上での単純な球面波を想定していた質点系解析よりも時間的に早く離脱部位に到達したものである。したがって、爆発開始箇所を変更すると離脱ビークルへのオーバプレッシャの到達秒時は変化すると考えられる。

離脱ビークルに印加された加速度の時間履歴を図 5 の上段右図に示す。6psi のオーバプレッシャに追い付かれる $t=0.80$ 秒付近で機軸方向加速度が急激に 80G まで上昇し、最大で 250G 程度まで達する。つまり、離脱ビークルは最初の激しい加速度変化によって構造破壊に至り Loss of Crew となる可能性がある。

図 5 の下段は maxQ アボートについての解析結果であり、maxQ 時にロケットの 1 段エンジンが最大ジンバリング角度で舵角が固定されロケットがタンブリングを開始、ロケットが周囲流に対して 1° 回転した時点で離脱ビークルが離脱を開始、ロケットが 4.5° 回転した時点でロケットが曲げ破壊を起こすと同時に瞬時に爆発したケースである。図 5 の下段左図中の赤実線は 6psi のオーバプレッシャ等圧面を示す。ここで、 $t=0$ 秒は離脱ビークルが離脱を開始した時間を表し、ロケットの回転が 4.5° に達した $t=3.90$ 秒から爆発を開始させている。爆発エネルギーは maxQ 時点のロケットに残存する搭載薬量に対し、パッドアボートについての解析と同じく TNT 換算率 10%として計算した。

図 5 の下段左図に示すとおり、6psi のオーバプレッシャは離脱部位に追い付くことはなく、離脱に成功している。強い動圧環境下である maxQ アボートは、パッドアボートに比して進行距離に対するオーバプレッシャの減衰が大きいいため、オーバプレッシャ面の伝播の観点ではパッドアボートよりも安全性が高いと言える。

離脱ビークルに印加された加速度の時間履歴を図 5 の下段右図に示す。6psi のオーバプレッシャに追い付かれることはないが、 $t=3.93$ 秒付近から爆発による圧力上昇によって機軸方向への加速度増減が見られる。一方で、ロケットが 1° 回転した時点から離脱を開始しているため、ピッチ系/ヨー系にも加速度成分が発生しているが、こちらには爆発による圧力上昇に伴う顕著な変化は見られない。機軸方向の加速度増減は、変化の急峻さや加速度の絶対値ではパッ

ドアポート時よりも相対的に小さいものの、0.08秒間に2G→6G→2Gと無視できない変動量を示している。実際の設計に際しては、このような加速度変動が離脱ピークルの構造機能に与える影響を含めて安全性評価を実施していく。

3.2 LOC 確率の導出

3.1 項の解析結果は、パッドおよび maxQ において、それぞれあるひとつの条件設定下でロケットの爆発からの離脱成立の可否を示したものである。安全を定量的に評価するために、同様の解析を複数回実施し、LOC 確率の分布図を導出した。なお、数値シミュレーションの計算負荷量を考慮し、本研究では maxQ 条件のみを扱った。

図6に計算ケース一覧を示す。「ロケットの爆発威力(TNT換算率)」「ロケット爆発時の飛行マッハ数」「離脱飛行迎角(アボート迎角)」「ロケット爆発時点の、ロケット爆心からの宇宙船の距離」の4つのパラメータをそれぞれ3水準に振り、L9直行表に合計で9つの計算ケースを設定した。

ケース名	爆発威力 (TNT換算率) [%]	飛行マッハ数	離脱飛行迎角 (アボート迎角) [deg]	爆心からの距離 [m]
case1	4	0.7	0	20
case2	4	1.4	15.5	40
case3	4	2.1	31.0	60
case4	12	0.7	15.5	60
case5	12	1.4	31.0	20
case6	12	2.1	0	40
case7	20	0.7	31.0	20
case8	20	1.4	0	60
case9	20	2.1	31.0	20

図6 計算ケース一覧 (L9 直行表)

3.1 項に準じてすべてのケースの数値シミュレーションを実施した。図7にシミュレーション結果の圧力コンタ図を示す。

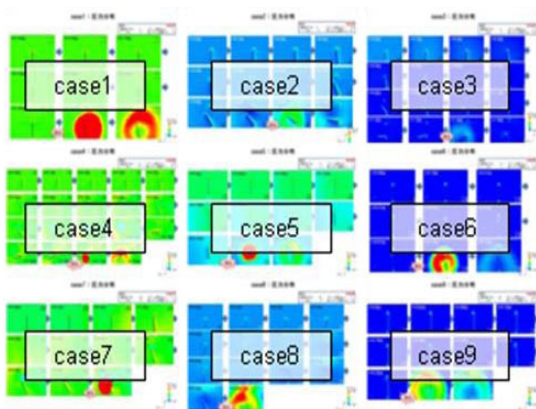


図7 シミュレーション結果一覧 (圧力分布図)

これらの計算結果を用いて、爆発から離脱するピークルの機軸方向加速度[m/s²]とオーバプレッシャ[Pa]を評価軸とした応答曲面を生成した。結果を図8に示す。

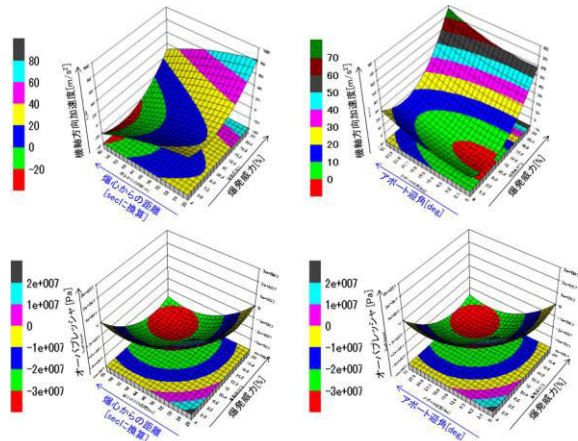


図8 応答曲面生成結果

ここで、LOC 導出に用いる因子を「爆発威力[%]」と「ワーニングタイム[sec]」に設定する。後者は解析パラメータの離脱飛行迎角(アボート迎角)[deg]と爆心からの距離[m]を次の考え方によって秒[sec]に変換したものである。

- ・離脱飛行迎角 ⇒ アボート運動開始までに、ロケットの姿勢が変化するのに要した時間に換算
- ・爆心からの距離 ⇒ アボート運動開始後、ロケットが爆発するまでに、離脱した宇宙船が飛行した時間に換算

さらに、解析パラメータの個々の分布に確率密度関数分布を割り当てることにより、LOC 確率を導出した。ここで、確率密度関数分布は現時点では次の考え方により仮定値で与えた

- ・爆発威力 ⇒ 物理現象であり平均値周りにばらつきが発生すると考え正規分布を仮定
- ・ワーニングタイム ⇒ ある上限値と下限値の間に等しい確率で分布すると考え一様分布を仮定
- ・マッハ数 ⇒ maxQ 近辺を扱うためパラメータ3水準の中央値(一定値)を仮定

LOC 導出結果を図9,10に示す。

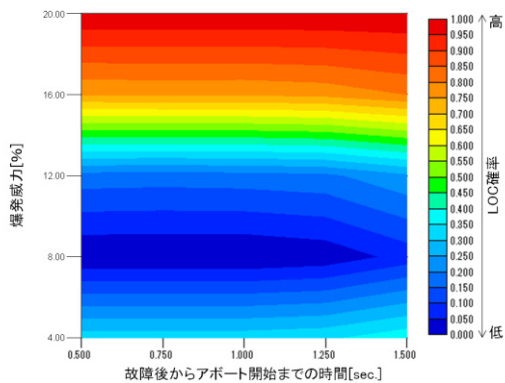


図 9 LOC 確率分布 (機軸方向加速度超過)

図 9 は離脱中の宇宙船が機軸方向の加速度が超過することによってクルーを喪失する確率の分布を示す。なお、ここではクルーを喪失する加速度の閾値を 15G 以上と設定している。図 9 の上方ほど LOC 確率が高くなる傾向がある。一方、図 9 の下方で LOC 確率が低い領域が見られるが、これは実際の傾向ではなく、応答曲面を二次曲線で近似描画していることによるエラーが表出しているものである。図 9 より、宇宙船の機軸方向の加速度超過で LOC に至る事象は、アボート開始までの時間、すなわち離脱飛行迎角よりもロケットの爆発威力に強い相関を持つことが分かった。

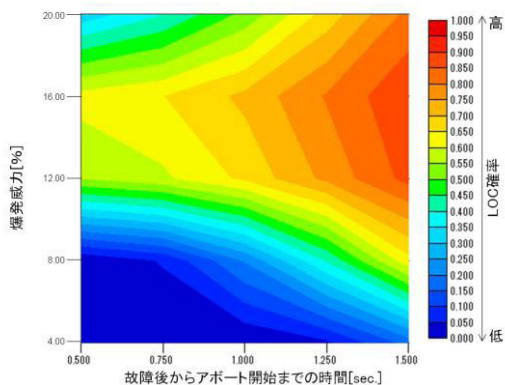


図 10 LOC 確率分布 (オーバプレッシャ超過)

図 10 は離脱中の宇宙船がロケットの爆発のオーバプレッシャに追い付かれることによって宇宙船が破壊され、クルーを喪失する確率の分布を示す。なお、ここではクルーを喪失するオーバプレッシャの強さを 6psi と設定している。図 10 の右上方ほど LOC 確率が高くなる傾向がある。一方、図 10 の左上隅に局部的に LOC 確率が低い領域が見られるが、これは実際の傾向ではなく、図 9 と同じく応答曲面を二次曲線で近似描画していることによるエラーが表出しているものである。図 10 より、6psi のオーバプレッシ

ャの到来により宇宙船が破壊され LOC に至る事象は、離脱飛行迎角とロケットの爆発威力の双方に相関を持つことが分かった。

4. 結言

前報を含む一連の検討により次のことが分かった。

- (1) ロケットの爆発ハザードから有人宇宙船を離脱させる宇宙船アボートシステムについて、離脱の成否を LOC 確率分布で表すことができる。
- (2) カプセル型宇宙船を maxQ 環境下で Tractor/ 固体型の LAS を用いて離脱させる場合、宇宙船の機軸方向の加速度超過で LOC に至る事象は、アボート開始までの時間よりもロケットの爆発威力に強い相関を持つ。
- (3) (2)と同条件下で、6psi のオーバプレッシャの到来により宇宙船が破壊され LOC に至る事象は、離脱飛行迎角とロケットの爆発威力の双方に相関を持つ。

本研究で取り扱った「有人宇宙船の形状」「LAS の使用フェーズ」「LAS のリファレンスモデル」「ロケットの想定ハザード」は何れも極めて限定的な範囲であり、ロケット運用中のフルタイムアボート評価にはさらに研究を要する。また、今回の検討では宇宙船の機軸方向加速度をクルー喪失の閾値のひとつに使用したが、厳密には宇宙船内のクルーの人体モデルに対して加速度環境下での挙動を評価すべきであり、今後の取り組み課題となる。

本格的な LAS のシステム検討を、定量的な安全性評価を含めて実施する取り組みは我が国でも初の試みであり、その活動は端緒を開いたばかりである。有人宇宙輸送システムの安全を司る重要なサブシステム検討として、今後も更なる発展を目指す。

参考文献

- 1) 鈴木一人 著「宇宙開発と国際政治」
- 2) 和田英一 他：ロケット打上げ時の有人宇宙船アボートシステムに関する検討、第 56 回宇宙科学連合講演会論文集、3G02、2012。
- 3) Russell Claus, Edward Zampino, “Proposed Approach for Estimating Launch Vehicle Explosive Risk”, AIAA2006-1177
- 4) NASA/SP-2010-3407 : HUMAN INTEGRATION DESIGN HANDBOOK (HIDH) pp.380