



オオワシ2号機推進システムに関する研究

メタデータ	言語: jpn 出版者: 室蘭工業大学 公開日: 2015-03-24 キーワード (Ja): キーワード (En): Gas Generator Cycle Air Turboramjet Engine, Bio Ethanol 作成者: 湊, 亮二郎, 東野, 和幸, 棚次, 亘弘 メールアドレス: 所属:
URL	http://hdl.handle.net/10258/3775

オオワシ2号機推進システムに関する研究

その他（別言語等） のタイトル	Study of Propulsion Engine for Oowashi 2
著者	湊 亮二郎, 東野 和幸, 棚次 亘弘
雑誌名	室蘭工業大学紀要
巻	64
ページ	23-28
発行年	2015-03-13
URL	http://hdl.handle.net/10258/3775

オオワシ 2 号機推進システムに関する研究

湊 亮二郎^{*1*2}, 東野 和幸^{*1*2}, 棚次 亘弘^{*2}

Study of Propulsion Engine for Oowashi 2

Ryojiro MINATO, Kazuyuki HIGASHINO and Nobuhiro TANATSUGU

(原稿受付日 平成 26 年 11 月 28 日 論文受理日 平成 27 年 1 月 22 日)

Abstract

Supersonic Unmanned Aerial Vehicle Project proceeds in Aerospace Plane Research Center at Muroran Institute Technology. The Gas Generator cycled Air Turbo Ramjet Engine is the most promising candidate for propulsion engine for this UAV. For this GG-ATR engine, its fuel and oxidizer are bio-ethanol and liquefied oxygen (LOX), respectively.

The present paper describes about GG-ATR engine cycle analysis, design and manufacturing of engine components, ground test facilities. In addition, the authors describe about future study plan for ground test of GG-ATR engine.

Keywords : Gas Generator Cycle Air Turboramjet Engine, Bio Ethanol

1 序論

現在、室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センターでは、小型無人超音速実験機オオワシの飛行実験計画が進行している¹⁾。2010 年には亜音速飛行実験用のオオワシ 1 号機の飛行試験が成功した。これを踏まえて、現在は超音速飛行を見越したオオワシ 2 号機の研究開発が進められており、その推進エンジンとして、ガスジェネレータサイクル・エアターボラムジェットエンジン (Gas Generator Cycle Air Turbo Ramjet Engine, GG-ATR) が考えられている^{2,4)}。

図 1 に GG-ATR エンジンの概念図を示す。GG-ATR エンジンは通常のジェットエンジンと異なり、タービンはガスジェネレータ (GG) で発生させた高圧、高温の燃料過濃の燃焼ガスで駆動させる。これによって圧縮機を作動させ、大気中から空気を流入、圧縮させる。GG で燃料過濃の状態で燃焼させるのは、タービンの耐熱性のためであり、この GG 燃焼ガスはタービン駆動後、圧縮機で圧縮された空気とラム燃焼器で混合させて燃焼させる。ラム燃焼器での燃焼ガスを、ノズルから噴射させることで推力を発生される。GG-ATR エンジンでは燃料の他に酸化剤も搭載する必要があるが、タービン駆動ガスと圧縮機で圧縮される空気が分離しているので、タービンの作動状態を飛行条件に依らず一定

*1 室蘭工業大学 もの創造系領域

*2 室蘭工業大学 航空宇宙機システム研究センター

に保つことが可能で, 高速飛行に適している. 通常のジェットエンジンとは異なり, 圧縮機で圧縮された空気は, タービンを駆動することがないため, その膨張エネルギーを全て, 推進仕事に費やすことができるため, 同サイズのエンジンでは GG-ATR エンジンはターボジェットエンジンよりも大推力を発生させることが可能である.

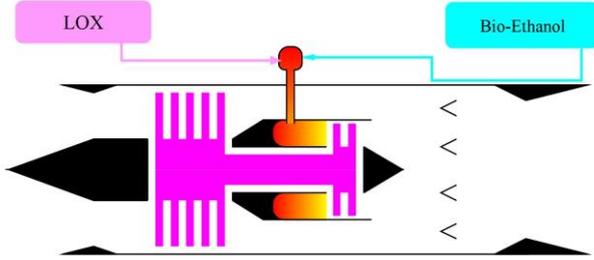


図1 GG-ATR エンジンの概念図

オオワシ2号機に搭載される GG-ATR エンジンは, バイオエタノールを燃料, 液体酸素 (LOX) を酸化剤として利用することが想定されている. 本研究では, GG-ATR エンジンの性能解析から設計・製作, エンジン地上燃焼試験に至るまでの研究開発過程について述べ, その現状を考察する.

2 エンジンサイクル性能評価

2.1 GG-ATR エンジンの推力, I_{sp}

GG-ATR エンジンの設計, 開発の前段階として, 同エンジンのサイクル解析を行った.

GG-ATR エンジンのサイクル解析を行うにあたり, 推力 F と比推力 (I_{sp}) の関係を次の式(1), (2)で示しておく.

$$F = \dot{m}_{air} \left[\left(1 + f\right) \sqrt{2\eta_c C_p T_{ram} \left(1 - \left(\frac{p}{P_{nozzle}}\right)^{\frac{\kappa_{nozzle} - 1}{\kappa_{nozzle}}}\right)} - V \right] + (p_{nozzle} - p_{atm}) A_{nozzle} \quad (1)$$

$$I_{SP} = \frac{1}{g} \left(1 + \frac{1}{f}\right) \sqrt{2\eta_c C_p T_{ram} \left(1 - \left(\frac{p}{P_{nozzle}}\right)^{\frac{\kappa_{nozzle} - 1}{\kappa_{nozzle}}}\right)} + (p_{nozzle} - p_{atm}) \frac{A_{nozzle}}{\dot{m}_{air} f g} - \frac{V}{f g} \quad (2)$$

f は推進剤質量流量 m_{GG} (燃料と酸化剤の和) と空気流量 m_{air} の比である.

2.2 インテーク, ターボ系要素の性能解析

エンジン性能解析では, 最初にインテーク性能解析から始める. 初期条件として飛行マッハ数と高度を与えておき, 気流全圧 P_T , 全温 T_T を求める. そしてインテークの性能を MIL-Spec E-5008B より計算する⁵⁾.

圧縮機の性能は, 予め定格回転数における圧力比と断熱圧縮効率を与える. 次にエンジンの回転数と飛行条件から修正回転数を求め, そこから圧縮機における修正流量と圧力比, 及び圧縮仕事を求める.

次にタービンとガスジェネレータの作動特性を求める. タービンの性能は, タービン入口温度 T_{TGG} (GG 燃焼温度), とタービン膨張比 π_{turb} を予め与えておく. タービン効率は過去の研究例から, タービンノズルの噴射速度とタービン動翼の回転周速度の比の関数として与える⁶⁾. これらよりタービン仕事は式(4)から求まるが, これには式(3)に現れる GG 流量 m_{GG} を求める必要がある.

$$W_{turb} = \eta_{turb} \dot{m}_{GG} C_{p,GG} T_{T,GG} \left(1 - \left(\frac{1}{\pi_{turb}}\right)^{\frac{\kappa_{turb} - 1}{\kappa_{turb}}}\right) \quad (3)$$

タービンノズルでは常に流れがチョークしているとすると, GG 燃焼ガスの流量と圧力にはロケットエンジンの特性排気速度と同様な関係が成り立つ.

$$C_{GG}^* = \frac{P_{GG} A_{turb}^*}{\dot{m}_{GG}} = \sqrt{\frac{\hat{R} T_{GG}}{\kappa_{GG} M_{w,GG}} \left(\frac{\kappa_{GG} + 1}{2}\right)^{\frac{\kappa_{GG} + 1}{\kappa_{GG} - 1}}} \quad (4)$$

ただし, A_{turb}^* はタービンノズルの通過断面積である. Off-Design 条件では, A_{turb}^* が一定という条件から次の式が成り立つ.

$$\frac{\dot{m}_{GG} C_{GG}^*}{(\dot{m}_{GG} C_{GG}^*)_{SLS}} = \frac{P_{GG}}{(P_{GG})_{SLS}} \quad (5)$$

これにより以下の手順で GG 燃焼圧力 P_{GG}^* を求める.

1. GG 燃焼圧力 P_{GG}^* を仮定する.
2. GG 燃焼ガス流量 m_{GG} をタービン-圧縮機パワーバランスから求める.
3. GG での化学平衡計算を行い, GG における特性排気速度 C_{GG}^* を求める.
4. 式(5)より, GG 燃焼圧力 P_{GG} を修正する.

5. 上記の過程を解が収束するまで繰り返す。

これによって、GG 燃焼圧力と流量を決定する。化学平衡計算プログラムは著者らによって開発されたが、NASA SP-273 計算コード⁷⁾と検証を行い、ほぼ同じ結果が得られていることを確認した。

以上の過程を踏まえて、圧縮機とタービンの仕事が求めて、パワーバランスが等しいことから、推進剤質量流量 m_{GG} と空気流量 m_{air} の比 f は、式(6)のように与えられる。

$$f = \frac{\dot{m}_{GG}}{\dot{m}_{Air}} = \frac{C_p T_{T,0} [\pi_{Fan}^{(\kappa-1)/\kappa} - 1]}{\eta_{Fan} \eta_{turb} C_{p,GG} T_{GG} [1 - \pi_{turb}^{-(\kappa_{GG}-1)/\kappa_{GG}}]} \quad (6)$$

式(2)より、Isp を向上させるには f を小さくする必要がある。

2. 3 ラム燃焼器の性能解析

GG-ATR エンジン性能解析の最後の過程で、ラム燃焼器の圧力 P_{ram} を求める。これはインテークでの圧力回復、圧縮機圧力比、ラム燃焼器圧力損失から求めることができる。

$$P_{ram} = P_T \pi_{intake} \pi_{Fan} \pi_{ram} \quad (7)$$

更にノズルにおける圧力損失からノズル出口における全圧を求めることができる。

$$P_{nozzle} = P_{ram} \pi_{nozzle} \quad (8)$$

この式より、式(1), (2)に必要なノズル膨張比を計算することができる。

ラム燃焼器の温度 T_{ram} については、式(6)より、推進剤流量と空気流量の比が決まる。式(7)で求めたラム燃焼器での圧力条件で化学平衡計算を行い、ラム燃焼器の燃焼温度を求めることができる。なお化学平衡計算における、反応物の初期エンタルピーは、GG 燃焼ガス(推進剤)についてはタービン出口温度、空気については空気の断熱圧縮と圧縮機仕事から圧縮機出口温度を求め、その温度におけるエンタルピーを初期エンタルピーとする。

T_{ram}, P_{nozzle} を用いて、式(1), (2)に示された GG-ATR エンジンの推力、Isp を求めることができる。

2. 4 GG-ATR エンジンの性能解析結果

図 2,3 に地上静止状態における GG-ATR エンジンの Isp と密度比推力の解析結果を示す。本研究では、解析条件として

圧縮機圧力比	2.5
断熱圧縮効率(設計点)	78%
タービン入口温度	1100 K
タービン膨張比	5.0
タービン断熱効率(設計点)	70%

として、酸化剤に液体酸素(LOX)、燃料に液体水素(LH2)、液化天然ガス(LNG)、エタノール、n-C₁₂H₂₆(ケロシン燃料の主成分)を想定した。

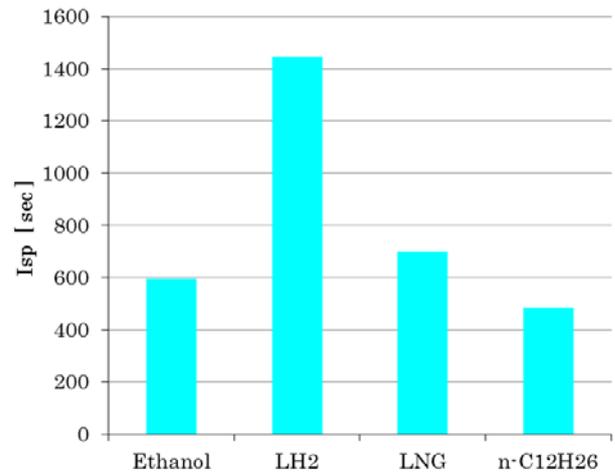


図 2 地上静止状態での GG-ATR エンジンの Isp

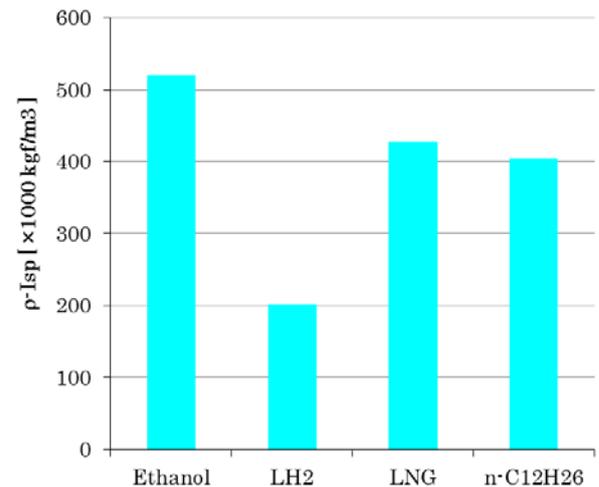


図 3 地上静止状態での GG-ATR エンジンの密度比推力

これら 4 つの燃料に関して、地上静止状態における GG-ATR エンジンの Isp と密度比推力の比較を図 2, 3 に示した。密度比推力とは、Isp に推進剤の平均密度を掛けたもので、Isp が単位推進剤重量当たり

の発生推力を表すものに対して, 密度比推力は推進剤の単位体積当たりの発生推力を示す.

Isp に関しては, 分子量が小さい液体水素が最も高く, 次いで LNG, エタノール, n-C₁₂H₂₆ の順になっている. エタノールは n-C₁₂H₂₆ より発熱量が小さいものの, Isp は逆に n-C₁₂H₂₆ より上回っている. エタノールは 1 分子に含まれる炭素数が少なく, GG 燃焼ガスの分子量が, n-C₁₂H₂₆ の場合と比較して小さいことが考えられる.

また密度比推力に関しては, エタノールが最も高い結果となった. 液体水素と LNG の Isp は高いものの, 燃料の密度が小さいため, 密度比推力はエタノールより劣る. 小型無人超音速機では搭載できる推進剤タンクの体積が限られていることから, エタノールは非常に有力な燃料と言える.

3 GG-ATR エンジン要素の研究開発

3.1 斜流圧縮機・タービン

GG-ATR エンジンの圧縮機として斜流型圧縮機を搭載することを考えている. 図 4,5 にそれぞれ斜流圧縮機動翼インペラの空力 CFD 解析, 及び回転強度解析の解析結果の一部を示す.

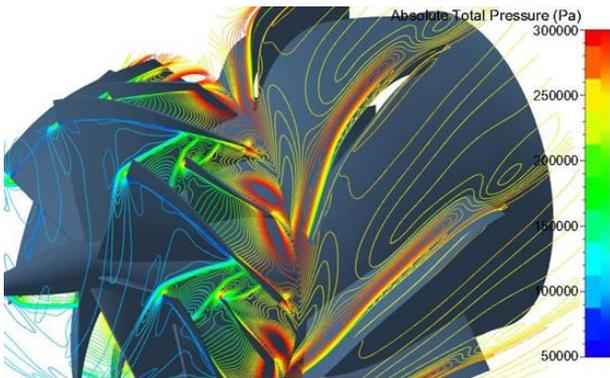


図 4 斜流圧縮機の CFD 解析

この斜流圧縮機の入口径は 150mm, 空気流量は標準状態 (288.15K, 101.3kPa), 定格回転数 (58000rpm) 条件で 3.47kg/sec で, 圧力比は定格回転数条件で 2.5 である.

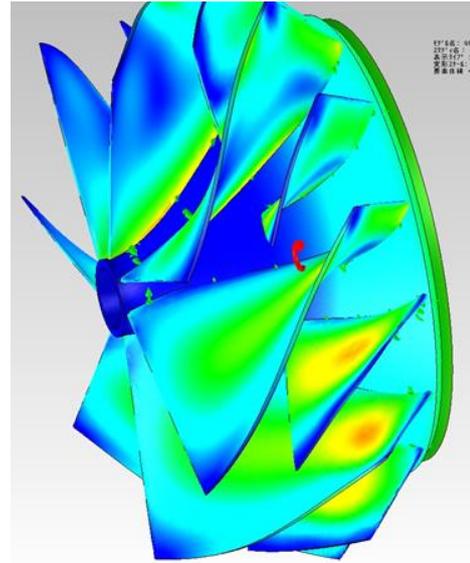


図 5 斜流圧縮機の回転強度解析

GG-ATR エンジン用斜流圧縮機インペラは定格運転時に 58000rpm で回転するため, ブレードには相応の回転応力が作用する. 図 5 にはこの斜流圧縮機インペラを 64000rpm で回転させた時の Von Mises 応力分布を有限要素法 (FEM) で求めたものである. この解析結果では, 64000rpm で回転させた場合でも, 最大 Von Mises 応力は許容応力の範囲内であったことが示されている.

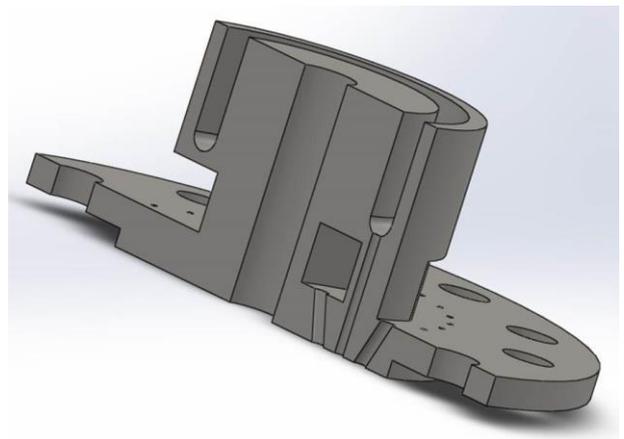


図 6 GG 噴射器の CAD モデル

3.2 ガスジェネレータとラム燃焼器の開発

GG-ATR エンジンにはガスジェネレータとラム燃焼器の 2 種類の燃焼器がある. 図 6 に GG-ATR エンジンに搭載が想定されている GG 噴射器の概観図を示した. 噴射口は 3 点衝突型の形状をとっており,

中央に LOX, 左右 2 つの噴射口からはエタノールが噴射される. この噴射器からは定格作動時には, LOX は 0.22 kg/sec, エタノールは 0.48 kg/sec の流量を噴射される. GG 内の燃焼温度や燃焼圧力は定格作動時において, それぞれ 1100K, 1.35MPa としている. この温度に燃焼器が耐えられるように, GG 燃焼器の内壁をフィルム冷却で冷却する.

GG 燃焼器の設計に必要な要素として, 着火保炎が確実であること. GG 燃焼圧力による弾性応力や, 燃焼による熱応力に耐えられる構造であること. 及びタービンノズルで燃焼ガスの温度分布が一様であることなどが求められる.

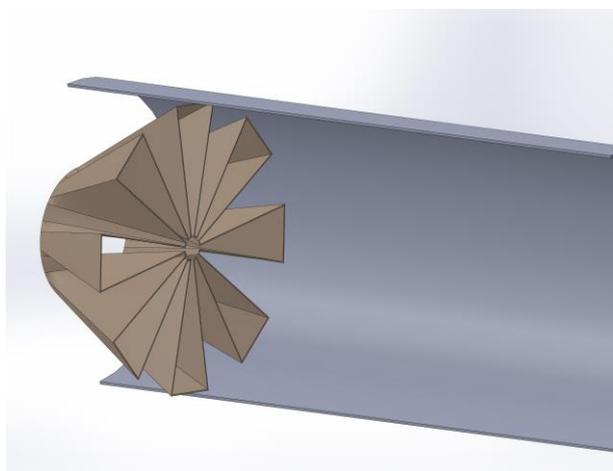


図 7 ラム燃焼器ミキサーの概観図

図 7 にはラム燃焼器ミキサーの概観図を示した. タービン駆動後の GG 燃焼ガス温度は 800K 以上あり, 空気と混合しただけで容易に燃焼するものと考えられる. そのため, ラム燃焼器での空気と GG 燃焼ガスの混合性能が, GG-ATR エンジンの推力発生の鍵を握っている. ミキサーは混合に伴う圧力損失を最小限に抑えつつ, 燃焼器長さを出来るだけ短くさせるようにする必要がある. そのような要求から, ラム燃焼器のミキサーには, 図 7 に示すようなローブ型ミキサーというタイプのものを想定している. このローブ型ミキサーの混合の CFD 解析を行い, 地上試験で混合性能を検証していく.

4 地上燃焼試験設備

GG-ATR エンジンのターボ系要素については, 2013 年度までに部品の製作, 組み立てを終了させた. 次の段階として, エンジンの地上試験がある. 図 8 に製作した GG-ATR エンジンを示す.



図 8 製作した GG-ATR エンジン

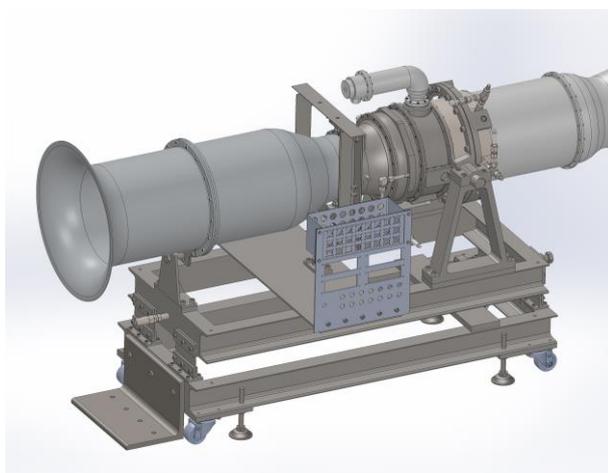


図 9 GG-ATR エンジン地上試験架台

図 9 には GG-ATR エンジン地上試験架台の CAD モデルを示す. 地上試験では以下の 3 段階を踏んで行う計画である.

- A) N₂ ガス(GN2)駆動によるターボ系回転要素冷走試験
 - B) GN2 駆動によるターボ系要素性能冷走試験
 - C) GG 燃焼ガス駆動によるエンジン全体試験
- A)の GN2 によるターボ系回転要素試験では, ター

ビンシャフトの動バランスのチェック, 回転軸の変位計測, 危険速度の把握などを目的としており, タービン軸の回転体力学に関する試験である. B)では同じく GN2 を用いて, 圧縮機やタービンの空力特性を計測し, その性能把握を目的としている. 更に事前に CFD で解析した空力性能結果と比較する. エンジンの推力や Isp などの計測は C)の GG 燃焼ガス駆動によるエンジン全体試験で把握することになる.

5 結言

本論文では航空宇宙機システム研究センターで進められている, 小型無人超音速機オオワシ 2 号機に搭載される GG-ATR エンジンに関するこれまでの研究概要について述べた.

これまでに GG-ATR エンジンに関する研究として, エンジンサイクル性能解析, 圧縮機やタービンなどのターボ系要素の空力解析, エンジン部品のターボ系要素の製作とエンジンの組み立てなどが挙げられる.

今後, 超音速飛行試験に向けて, 地上試験設備の整備, ラム燃焼器, ガスジェネレータなどの非回転エンジン要素の設計製作, GN2 ガスによるエンジン冷走試験, GG 燃焼ガスによるエンジン熱走試験などが挙げられる.

参考文献

- 1). Mizobata K., Minato, R., Higuchi, K., UEBA, M., Takagi, S., Nakata, D., Higashino, K., and Tanatsugu, N., "Development of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle as a Flying Test Bed for Future Space Transportation Research," ISTS Special Issue: Selected papers from the 29th International Symposium on Space Technology and Science, Transactions of JSASS, Aerospace Technology Japan, Vol.12, No.ists29, pp. Po3 1-10, 2014.
- 2). Christensen, K. "Air Turborocket/Vehicle Performance Comparison", Journal of Propulsion and Power Vol.15, No.5 (1999), pp.706-712.
- 3). Christensen, K. "Comparison of Methods for Calculating Turbine Work in the Air Turborocket", Journal of Propulsion and Power Vol.17, No.2 (2001), pp.256-261.
- 4). 長谷川, 北原, 犬飼. : 小型・大推力エアターボラム

ジェットエンジン, 日本航空宇宙学会論文集, 第 50 巻, 582 号. pp. 272-277.

- 5) Model Specification for Engines Aircraft Turbojet, MIL-SPEC MIL-E-5008B, U.S. Department of Defense, Jan. 1959.
- 6) "Liquid Rocket Engine Turbine", NASA SP-8110 (1974).
- 7). Gordon, S. and McBride, B. J., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions, Rocket Performance, Incident and Reflected Shock and Chapman-Jouguet Detonations", NASA SP-273. (1971).