

## 小特集 高速点火レーザー核融合発電プラント (KOYO-Fast) の概念設計

### 4. ターゲット製造・インジェクション系設計

乗松 孝好<sup>1)</sup>, 遠藤 琢磨<sup>1)</sup>, 吉田 弘樹<sup>2)</sup>, 岩本 晃史<sup>3)</sup>

大阪大学レーザーエネルギー学研究センター, <sup>1)</sup>広島大学大学院工学研究科機械システム専攻,

<sup>2)</sup>岐阜大学大学院工学研究科, <sup>3)</sup>核融合科学研究所

(原稿受付: 2006年7月20日)

高速点火方式によるレーザー核融合発電所 KOYO-Fast の燃料ターゲット供給系について、最近の研究成果を基に概念設計を示す。大量生産方式による燃料の充填法、炉への投入、トラッキングの現状、極低温ターゲットを供給するのに必要な冷却パワー等を検討し、実現に向けての課題を述べる。

**Keywords:**

laser fusion power plant, fast ignition, cryo-target, injection and tracking

#### 4.1 はじめに

高速点火方式によるレーザー核融合発電所, KOYO-Fast の炉心設計に基づき、コーンターゲットの製作とインジェクション系の設計について述べる。燃料ターゲットの核融合出力は、200 MJ であり、炉チェンバーでのパルス繰り返しは 4 Hz である。炉チェンバーは液体 LiPb の自由界面を第一壁にしており、その環境条件下で可能なターゲットとインジェクション方式を考える。ここで述べる燃料を充填し、成形した後、炉の中に投入するまでのシナリオは、初めて具体的に検討されたものである。ただし燃料容器自体の製法については課題をあげるに留め、別の場所に設

置された工場で大規模生産され、必要な形体、量で発電所に搬入されるものとする。

#### 4.2 ターゲット製作

##### 4.2.1 炉環境との整合性

金属蒸気で満たされた液体壁を持つ炉へ極低温ターゲットを投入する場合、炉環境に適合した設計の変更が必要となる。シミュレーションで必要な利得が得られることがわかっているアブレーターと固体燃料層からなるターゲットの設計を基に、実用炉用に変更した設計を図 1 に示した。主な変更点は耐熱対策と追加熱ビームの集光特性の補助で

基本仕様		燃料部		コーン部	
圧縮レーザー	1.1 MJ	DT(gas) (<0.01mg/cc)	1,500 μm	材料	Li17Pb83
加熱レーザー	70kJ	DT(Solid) (250mg/cc+10mg/ccFoam)	300 μm	長さ	11mm
		ガスバリア(CHO, 1.07g/cc)	2 μm	直径	5.4 mm
		CH 断熱フォーム(250mg/cc)	150 μm	重量	520 mg
		外半径	1,952 μm		
		燃料重量	2.57mg		
		球部重量	4.45mg		

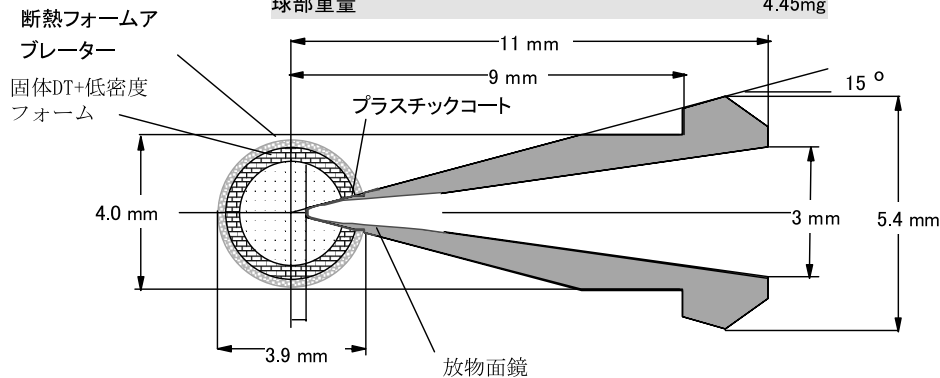


図 1 モデルターゲット。

#### 4. Design of Target Fabrication and Injection System

NORIMATSU Takayoshi, ENDO Takuma, YOSHIDA Hiroki and IWAMOTO Akifumi

corresponding author's e-mail: norimats@ile.osaka-u.ac.jp

ある。このターゲットは直径 3.9 mm の燃料容器と、点火ビームを爆縮コアに導く重金属から作られたコーンによって構成されている。耐熱対策として燃料容器部分の外側のアブレーターに相当する部分を  $0.25 \text{ g/cm}^3$  程度の密度の独立気泡フォームに変えている。爆縮特性に影響を与えないようにするため、アブレーターの部分を同じ質量、ほぼ同じ材料のフォームに置き換えた。実用炉では最終集光系は中性子による劣化を防ぐために炉心から 20 から 30 m 離して設置される。  $F = 7$  程度の集光系を使う場合、集光点での最小スポットサイズは  $300 \mu\text{m}$  程度となり、爆縮コアを集

的に加熱することができない。そのため、図 1 のターゲットではコーンの内面を放物面に加工し、1 回の反射で直径  $60 \mu\text{m}$  くらいの領域を加熱することができるように設計されている。以後はこのターゲットをモデルに議論を進める。

液体壁を持つレーザー核融合炉では金属蒸気が吸着することによりターゲットが加熱される効果と熱輻射とが同等となる。図 2 に固体壁、液体壁での熱負荷を示す。液体壁では表面に衝突する金属蒸気が 100% 吸着されると仮定している。固体壁の炉では内部温度が  $1,000^\circ\text{C}$  近くになり、熱輻射が主な負荷となる。そのためターゲットは表面にはパラジウムがコーティングされていて、黒体輻射に対する吸収率が低く抑えられる。図 2 (b) は (a) で与えられた値のターゲット表面での角度分布であり、投入速度が  $300 \text{ m/s}$  の場合、前方に 10 倍近く集中することがわかる [1]。

高速点火ターゲットの場合、ターゲットを回転させることができないため、コーン側に熱負荷が集中する。図 3 はフォーム部分とコーンと氷の接触部分での温度の時間変化で、コーン自体の熱容量が大きいので、チェンバー中心に至るまでに固体 DT とコーンの接触部分の温度上昇が  $1.5 \text{ K}$  程度に抑えられていることがわかる。また、球状の燃料部分でも表面のアブレーターをフォーム断熱構造にすることにより、固体燃料相境界での温度変化を  $0.3 \text{ K}$  程度に抑えることが可能となり、炉中心まで氷を融かすことなくターゲットを照射位置まで送り込むことができる。

#### 4.2.2 容器製作技術

高速点火ターゲットの燃料容器に対する精度仕様、真球形、表面粗さについては十分な議論が行われていない。中心点火に必要なホットコアを形成する必要がないので、低モードの非一様性はかなり緩和されると考えられるが、中、高モードに対する表面粗さは中心点火と同等と考えられる。これはアブレーターと燃料が混じるようでは制動輻射冷却が起これ、損失が増え、高利得の実現は困難となるためである。爆縮途中の流体力学的不安定性の克服は依然として重要な課題として残り、外側のフォームに Br 添加などの対策が必要と思われる [2]。

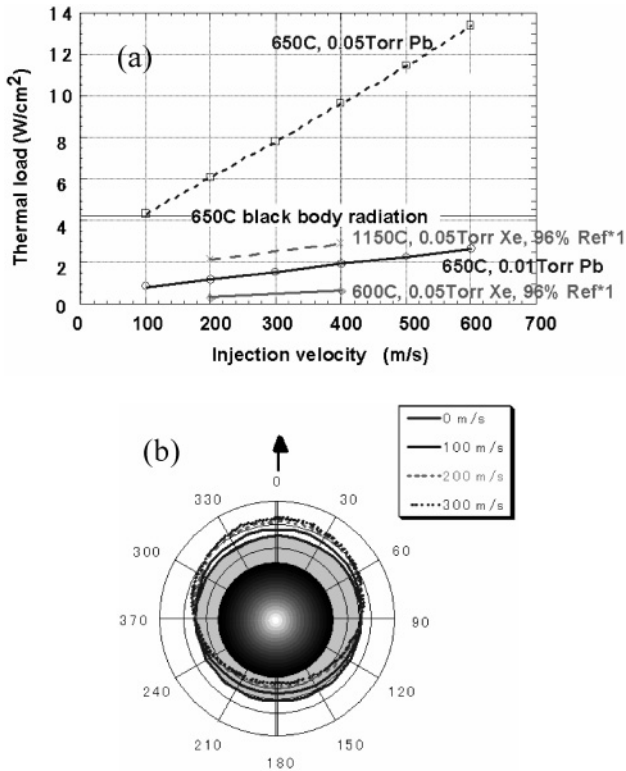


図 2 キセノンガスを満たしたドライ壁と鉛蒸気が満たされた液体壁でのターゲット表面での熱負荷 (a) と、液体壁投入時の表面での分布 (b)。

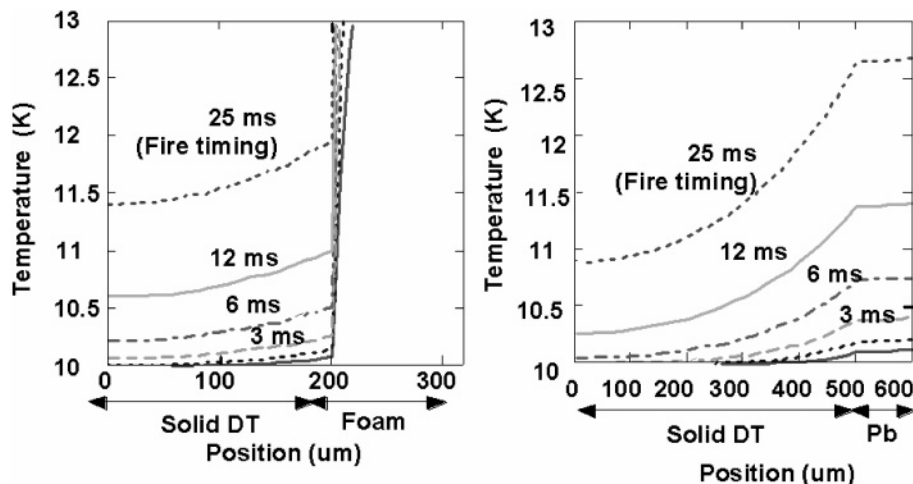


図 3 0.05 Torr の金属蒸気中に投入した場合の、フォーム部分(左)とコーン接触部分(右)の固体燃料層の温度変化。

内部のフォーム層と、蒸発防止膜は基本的にはエマルジョン法と界面重合法で製作可能と思われる[3]。外側のフォームは次節で述べる燃料充填法との関連で、独立気泡のフォーム層とする必要があるが、熱分解性の微粒子をテンプレートとして製作する方法で製作することが考えられる。二重ノズル部での製作速度は1 Hz 程度であり、プラント全体では16 Hz くらいの製作能力が必要となるので、複数のラインを同時に動かすことにより対応する。また、内部フォーム層の密度は高利得を実現するためには10 mg/cm<sup>3</sup>にする必要がある。現状はフォームをシェル構造にすると40 mg/cm<sup>3</sup>程度であり、今後の開発努力が必要である。

コーンの材料は炉心プラズマの立場から見れば、重い金属であれば何でもよいが、壁内に飛散することを考えると、炉の第一表面流と同じ材料が、回収する必要がないので理想的である。また、鉛は中性子の放射化断面積が他の物質に比べて著しく小さく、中性子源の近くで使用することを考えれば理想的である。鉛は柔らかい金属であり、Liを入れることにより、ある程度堅くはなるが、目的とする精度で大量製作可能であるか検証する必要がある。

4.2.3 燃料の充填

燃料容器自体は発電所とは独立した工場で生産される。

それらは図4に示した「Egg tray」と呼ばれるホルダー上に20分間の運転時間に消費する1,600個を乗せ、連続的に冷却され、エアロックゲートバルブを通して燃料充填室に送られる。燃料は液中加熱法[4]と呼ばれる方法で直接液体DTが充填される。トレイ上に並べられたターゲットは直接液体DT中に浸けられる(図4(a))。ターゲットにはあらかじめ、供給孔と排気孔が開けられていて、液体DTは供給孔を通してフォームへ、さらに内部の中空部分を満たす(図4(b))。適当なタイミングでオプティカルファイバーを介してレーザーで加熱することにより、ターゲット内部で気泡が発生し、排気孔から内部の液体を押し出す(図4(c))。このとき、フォームのセルが十分小さいため、内側のフォームは液体DTに満たされた状態が維持される。加熱時間が長くなりすぎて気化する量が増えても、供給孔から新たに液体DTが流れ込んでくるので、フォーム自体は常に「濡れた」状態になっている。この状態でターゲットを液体DTのプールから取り出せば、フォームの部分のみに液体DTが充填されたターゲットが完成する(図4(d))。このような状態を実現するための条件はターゲットの直径>排気口の直径>供給孔の直径>フォームのセルサイズであり、この条件は容易に実現できる。この方法の利

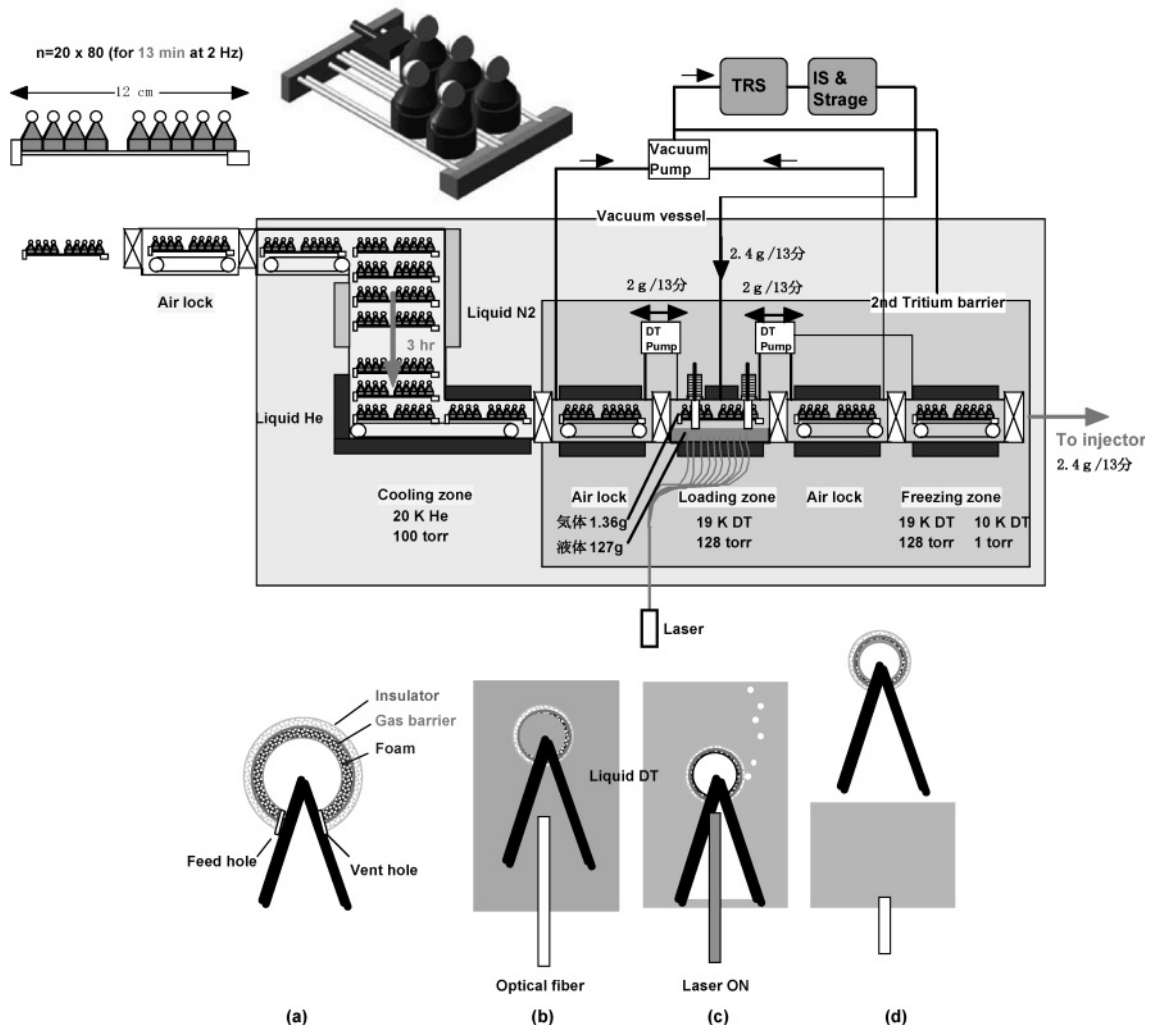


図4 連続処理が可能な液中加熱法による燃料の充填。

点は個々のターゲットに対してフィードバックコントロールが必要でないことで、大量生産に向いている。技術的課題は個々のターゲットの充填量のばらつきを±1%程度に抑えることができるかどうかにかかっている。

装置の大きさはおおむね以下のとおりである。現在、壊れやすいターゲットをサボ (Sabot) に装着するのに時間を確保するため、および燃料充填の時間を確保するため、1つのモジュール炉に2個のインジェクターを使用する。モジュール炉の繰り返しは4Hzであるのでこのラインの繰り返しは2Hzとなる。1個のトレイ上には13分の使用量に相当するターゲットが乗っていることになる。燃料の充填はこの時間内に行われる。トレイはエアロックゲイトから充填ユニットに挿入され、垂直に降下する間に20 Kまで冷却される。ヘリウムの熱伝導率から3時間程度の冷却時間を必要とする。温度の均一性を確保するため、この垂直部分の高さは2 m、直径は0.8 mとする。水平部分は5個のゲートバルブで区切られている。各部の長さは40 cm必要で、全長は2 m程度となる。燃料充填部の液体DTのプールの大きさ、その空間を満たす気体の量からトリチウムの装荷量は100 g程度となる。

#### 4.2.4 サボの装着とインジェクターの概要

加速中のターゲットを保護するためにターゲットはサボに装着される。サボの詳細は次節に譲るが、装着装置の構造の概念を図5に示す。燃料充填ユニットから送られてきたターゲットはマニピュレーターでサボの中に1個ずつ挿入され、リボルバー部に送られる。この部分の温度はターゲットの初期温度である15 Kである。このリボルバー部は80 Kのヘリウムガスガンで撃ちだした後、元の温度にまで冷却する時間を確保するために直径60 cm程度が必要となる。そのため、図5右の装着ユニットの真空チャンバーの直径は1.8 m程度となる。

図6にインジェクターの概念を示す。初期加速はガスを用い、高繰り返しを可能にするため銃身には高速排気設備が備えられている。これにより、サボに乗せられたターゲットを300 m/s弱にまで加速し、さらにコイルガンでフィードバックコントロールをかけながら最終的には300 ± 1 m/sにまで加速する。サボ分離用のコイルガン、方向検出用のトラッキングシステム、サボ回収ユニット、中性子遮閉機能も兼ね備える回転シャッターにより構成され、全長は15 m程度となる。

### 4.3 ターゲットインジェクター

#### 4.3.1 加速用ガスの種類および圧力

図7にインジェクターのガスガン部の概念構造を示す。加速される飛行体の初期温度は15 K程度である。したがって、燃料球表面で加速用ガスを凝縮させないため、加速用ガスとしてヘリウム (He) ガスを選択する[5]。

加速用ガスの圧力は飛行体の加速管内における運動方程式と燃料球の最大許容加速度とから決定する。加速用ガスの圧力を  $p$ 、加速管内の残留ガスの圧力を  $p_B$ 、残留ガス圧以外の加速抵抗を  $R$ 、飛行体の全質量を  $M_p$ 、飛行体の断面積を  $A_p$  とすると、飛行体の速度がガスの音速よりも十分

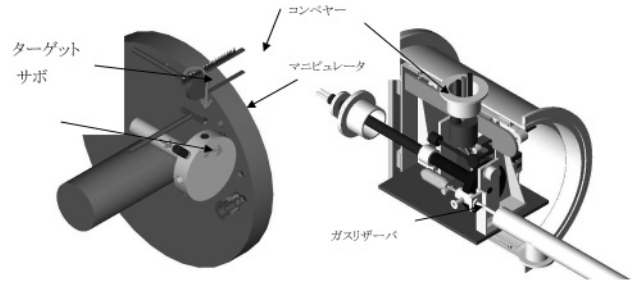


図5 サボ装着部ドラム(左)と装着ユニット断面(右)。

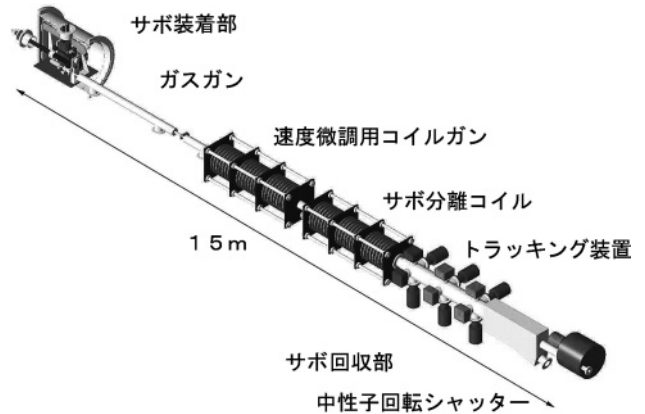


図6 ハイブリッドインジェクター。

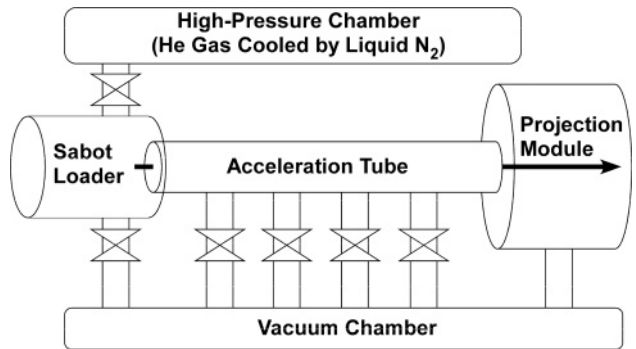


図7 インジェクターのガスガン部の概念。

小さいときは、飛行体の加速過程は運動方程式

$$M_p a = A_p (p - p_B) - R \tag{1}$$

で表される。ここで、 $a$  は飛行体を受ける加速度である。加速管にガイドピン型のライフリングを施した場合、加速抵抗  $R$  はガイドピンの側面とサボの溝の側面との摩擦で支配され、平均的な加速抵抗  $R$  はサボの溝の側面がガイドピンの側面に押し付けられる力に比例するので、 $k$  を比例定数として

$$R = k A_p (p - p_B) \tag{2}$$

と近似することができる。これより、飛行体を受ける加速度は次のように書ける。

$$a = (1 - k) \frac{A_p}{M_p} (p - p_B) \tag{3}$$

予備的な実験を行った結果、 $k = 0.837 \pm 0.014$  (誤差は標準偏差)を得た[5]。この数値はライフリングのピッチやサボの材質等に依存するが、ここではこの値を使って設計を進める。燃料球に対する熱的ダメージを小さくするためには加速時間はなるべく短い方が望ましい。そこで、燃料球の最大許容加速度を  $a_{\max}$  とし、飛行体が受ける加速度がこの値に等しくなるようにし、加速ガス圧を次式で決定する。

$$p = p_B + \frac{1}{1-k} \frac{M_p}{1-kA_p} a_{\max} \quad (4)$$

燃料球の最大許容加速度については、あまりよくわかっていないが、支えを持たない中空固体燃料球を1点で支えた場合の、破壊限界に対して10倍の安全率を持つ加速度を採用し、 $a_{\max} = 500g$  ( $g$  は重力加速度)として設計を進める。

式(4)に、 $k = 0.837$ ,  $M_p = 6.05$  g,  $A_p = \pi \times 0.5^2$  cm<sup>2</sup>,  $a_{\max} = 500 \times 9.81$  m/s<sup>2</sup>を代入し、加速管内の残留ガスの圧力  $p_B$  を無視すると以下の数値を得る。

$$P = 2.32 \text{ MPa} = 22.9 \text{ atm (絶対圧)} \quad (5)$$

飛行体は加速モジュールを出た後、射出モジュールでいくらか減速してからガスガン部を出る。そこで、加速モジュール出口における飛行体速度を  $U_{AM0} = 350$  m/sとして、加速に必要な時間と距離とを評価すると以下の数値を得る。

$$\tau_{AM} = 0.0714 \text{ s} \quad (6)$$

$$L_{AM} = 12.5 \text{ m} \quad (7)$$

加速中における燃料球の加熱を少なくするため、かつ経済性も考慮して、加速用ヘリウムガスの温度(高压チャンバーの温度)は液体窒素で冷却可能な  $T_{He} = 90$  Kとする(1気圧における窒素の沸点: 77.4 K)。このとき、ガスガン部の運転周波数  $f_{GG} = 2$  Hz, ヘリウムのモル質量  $\mu_{He} = 4.00$  g/mol, を用いると加速用ガスの使用量は以下のように評価される。

$$m\dot{Y}_{He} = f_{GG}\mu_{He} \frac{pA_{AM}L_{AM}}{R_u T_{He}} = 0.248 \text{ kg/s} \quad (8)$$

ここで、 $A_{AM}$  は加速管の断面積(内直径 10.1 mm の円形)、 $R_u$  は普遍ガス定数である。

#### 4.3.2 コイルガン部の概要

コイルガン部は、図6にハイブリッドインジェクターの一部として示されているように、コイルガン(微調部とサボ分離部)、トラッキングシステム、サボ回収ユニットで構成される。前段のガスガン部でサボに乗せたターゲットを300 m/s弱に加速し、さらに微調部における加速度を制御することで  $300 \pm 1$  m/sまで加速する[6]。サボ分離部ではサボを減速することで、ターゲットをサボから分離する。トラッキングシステムでは分離後のターゲットの位置と速度とを検出し、ターゲットの炉心における位置と到達時刻とを推定する。

速度のばらつきを  $\pm 10$  m/sとすると、ターゲットを変形

させない加速度の上限を  $5,000$  m/s<sup>2</sup>程度として、微調部の長さは2 mでサボが通過する時間は6 msとなる。コイルに流す電流の周波数を1 kHzとすると、ポールピッチは0.18 m, 3相で構成すると各相のコイルの幅は60 mmとなる。サボの外径が9.7 mm, 銃身の内径が9.8 mm, 銃身の冷却と強度を考慮してコイルの内径が20 mmになるとすると、さきの加速度を与えるためにはコイルは10 kアンペア・ターン程度を実現すればよい。電流を1 kAとすれば、入手の容易なスイッチング素子を使用できる。この時、コイルは10ターン程度でインダクタンスは数10  $\mu$ Hとなる。直列接続した同相のコイルに電流を供給するコンデンサバンクの容量は数100  $\mu$ Fとなる。電流の実効値を1 kAとするために、コンデンサバンクの充電電圧は1 kV程度となる。主な電力損失はコイルの線材、配線の接触抵抗、スイッチング素子で発生する。コイルガンは銃身とともに冷却されるため、線材の抵抗値は低いですが電流値が大きいため発熱は無視できない。

#### 4.3.3 サボ分離部とサボ回収ユニット

サボ分離部では、サボを電磁力で減速させることでターゲットをサボから分離させる。原理的には前述の微調部と同一であるが、移動磁界の進行方向を逆にすることで、すべりを負にしてサボを減速する方向に磁気力を発生する。さらに、コイルの幅を銃身の先端に向かって狭くすることにより、減速したサボと移動磁界とのすべりを一定にして磁気力を最大値に保ち、サボの速度を効果的に減少させる。一方、サボから分離したターゲットと移動磁界とのすべりは急激に負に大きくなり、ターゲット(コーン)に働く磁気力も急激に減少する。したがって、ターゲットはサボ回収ユニットの上側のポートを通過し、減速されたサボは重力による落下のため下側のポートから回収される。

### 4.4 トラッキングシステム

#### 4.4.1 相関検出による位置情報の抽出

インジェクター部分でのトラッキングシステムでは、間隔をあけた3ヶ所の光学相関検出器それぞれで、ターゲットの通過時刻における位置  $(x(t), y(t), z(t))$  を検出することで、速度  $(\dot{x}(t), \dot{y}(t), \dot{z}(t))$  を得、外挿によって炉心部におけるターゲットの位置と到達時刻とを推定する。光学相関検出器を用いることで、コーンターゲットとサボとの区別を確実にするのみでなく、コーンターゲットの姿勢(傾き角:  $(\theta(t), \phi(t))$ )も検出可能となる[7]。

図8(a)に示す炉内のトラッキングシステムは、ターゲットの位置と姿勢(傾き角)を測定する装置であり、上記と同様の光学相関検出器を用いて炉内の金属蒸気による散乱や吸収の影響を低減する[7]。プローブ光源のレーザーダイオード(LD)と光学相関検出器は、炉との間に放射線シールドが設置してあり、放射線によるノイズやダメージから保護される。(b)図は計算機シミュレーションの一例であり、ノイズに埋もれたターゲットの像(上図)から、相関検出によるピーク(下図中の白点)が得られている。図9は実際に5 m離れた場所で測定した分解能で、150  $\mu$ mを得ている。最終的には30  $\mu$ m程度が必要であると

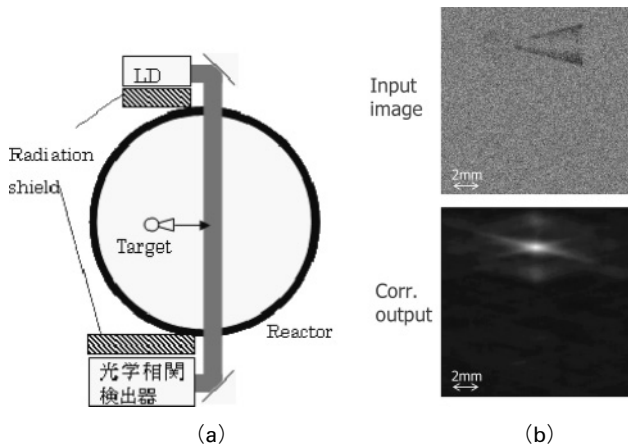


図8 (a)炉内のトラッキングシステム, (b)ノイズに埋もれたターゲットの光学像(上)と相関検出計算機シミュレーション例(下).

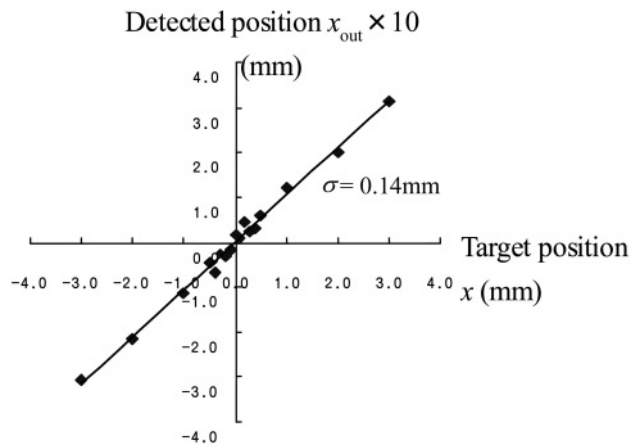


図9 現方法によるトラッキング精度. 5 m離れて140 μmの精度が出ている.

されていて、さらなる検討が必要である。

#### 4.4.2 2D イメージによるトラッキング

前節に述べられたマッチトフィルター方式による位置情報の検出にはさらに輝点、あるいは暗点の位置情報をリアルタイムに読み出す機能を付加しなければならない。現在市販されている CCD 素子による 2D イメージからの位置、速度情報の読み取りは128×128画素モードで1,000 fpsである。1 ms の処理時間でフレーム間の画素強度の差を処理することにより、リアルタイムで動きを読み取ることができる。一方、現在のインジェクションシステムの方向精度は 5 mrad 程度であり、これは KOYO-Fast クラスの炉心で 25 mm のばらつきを生むことになる。また、許容されるレーザービームとターゲットのずれは高速点火方式で 30 μm 程度と考えられている。

インジェクター銃口付近の 1 m で位置、速度、方向を検出するためには少なくとも 1 桁精度の高い 3 μm の精度が必要であろう。CCD の 1 画素は 10 μm 程度であるので、光学系により数倍に拡大した像を CCD 素子上に結像することにより位置に関する情報の検出が可能となる。銃口付近でのターゲットの位置のばらつきは工作精度により、50 μm 以下と推定でき、これは 1 つの CCD でカバーできる

範囲内である。光量が不足する場合は Q スイッチ動作のレーザーを照明に用いることと、約 1 m 間隔で、*xy* にそれぞれ複数の CCD 素子を用いることにより速度に関する精度を高めることができる。ターゲットの方向、速度を算出するためには Z 各方向に 3ヶ所、計 6ヶ所のモニター系を設置することにより、炉心でのターゲットの位置を処理時間も入れて 2 ms 程度の時間で予測可能である。

#### 4.5 燃料系装置の冷却に必要な電力

本節では大型冷凍機を基準として考え、また、ターゲットの冷却に必要な最低温度は 18 K であることを考慮し、冷凍出力/電気入力比として 18 K 領域では 1%, 77 K 領域では 10% を採用することにする。定常運転時に室温から冷却しなければならないターゲットとサボ、常に低温状態にある充填部、インジェクターなどに分けて評価する。

ターゲットはコーン、燃料、サボから構成され、図 1 に示す寸法を基に計算した。4 Hz×4 reactor で連続運転する場合、ターゲット (燃料、サボを含む) の冷却に必要な電力は全部で 260 kW となる (A)。

燃料充填部の冷却では (1 モジュール炉に対し 1 台)、77 K シールドへの輻射による熱侵入量は 600 W、18 K system への輻射による熱侵入量は 1 W と評価された。支持脚やゲート装置を経由した熱侵入量の評価は未知数であるが、SUS 棒により 77 K 経由 18 K システムを支持することを仮定し、その経路を 77 K までは 50 cm、77 K から 18 K までは 25 cm 稼ぐことができると仮定すると、直径 2 cm の支持脚、100 本で支持する場合それぞれの温度領域への熱侵入量は合計熱負荷 770 W at 77 K、41 W at 18 K となり、必要な電気入力 は 11.8 kW となり、4 炉心では 47.2 kW となる (B)。

ターゲット射出装置の冷却は以下のようにになる。加速ガスによる熱侵入は加速ガスが銃身の中を通過する間の熱伝導が主で、1 基当たり 6 kW となり、プラントで 4,800 kW の電気を投入する必要がある (C)。

飛翔物と銃身との摩擦による発熱は加速管 1 つあたり 364 W であり、プラント全体では 29 kW の電力となる (D)。

加速ガスは 77 K に冷却されてから用いられる。この温度まで冷却するのに必要な電力は 1 加速管あたり 288 kW であり、プラント全体では 2,300 kW となる (E)。

コイルガンから 18 K システムへの熱侵入は直径 40 mm、長さ 9 m の加速管が低温端 18 K、高温端 300 K の条件にあるとすると熱侵入量は 0.5 W となり、その他の値に比べて無視できる。

よって、1 発電所あたり燃料系に必要な電力の合計は A+B+C+D+E=7.4 MW となる。この電力は総発電電力の 1,200 MW に比べ十分に小さい。

#### 4.6 まとめ

1) 燃料ターゲット容器の製作技術はエマルジョン法を応用することにより製作可能と思われるが、10~20 mg/cm<sup>3</sup>クラスの低密度フォームの開発、コーンのコストも含む量産の可能性を示す必要がある。この密度はバ

ルクでは十分達成できる値であるが、シェル構造では  $40 \text{ mg/cm}^3$ 程度で、材料も含めた開発研究が必要である。

- 2) 燃料充填技術は液中加熱法が有力と考えられるが、フォームの  $\rho R$  も含めて爆縮タイミングに関連するパラメータは  $\pm 1\%$ 程度に抑えることが望ましく、実験で証明する必要がある。
- 3) インジェクション速度  $300 \text{ m/s}$  はコイルガン方式、ハイブリッド方式いずれでも達成可能であるが、方向精度については今後の検証が必要である。
- 4) インジェクター直後のトラッキングは光学系による3倍程度の増倍と現在の高速 CCD で  $2 \text{ ms}$  程度の時間遅れで位置情報、速度情報をリアルタイムで抽出可能である。炉内のトラッキングに関しては現状の  $150 \mu\text{m}$  から  $30 \mu\text{m}$  にまであげる必要があり、方法も含め今後の課題とした。

#### 参考文献

- [1] T. Norimatsu *et al.*, *Proceeding of Inertial Fusion Science and Application 2001*, Sept. 10-14, 2001 Kyoto (2002) p.752.
- [2] S. Fujioka, A. Sunahara, K. Hishihara, N. Ohnishi, T. Johzaki, H. Shiraga, K. Shigemori, M. Nakai, T. Ikegawa and M. Murakami, *Phys. Rev. Lett.* **93**, 195001 (2004).
- [3] 高木 勝他：核融合研究 **68**, 281 (1992).
- [4] H. Katayama *et al.*, *J. Vac. Sci. Technol.* **A9**, 2140 (1991).
- [5] 遠藤琢磨：「レーザー核融合炉におけるターゲットインジェクション技術の開発」大阪大学レーザーエネルギー学研究中心平成16年度共同研究成果報告書，平成17年8月。
- [6] 吉田弘樹，山平 優：レーザー研究 **32**, 343 (2004).
- [7] T. Norimatsu, D. Harding, R. Stephens, A. Nikroo, R. Petzoldt, H. Yoshida, K. Nagai and Y. Izawa, *Fusion Sci. Technol.* **49**, 483 (2006).