

стилась на 20 нм (рис. 1b). Соответственно толщина пленки в этих участках зоны облучения составит 80 нм на первой ступеньке и 46 нм в центральной части. Рельеф поверхности в пределах ступенек после облучения стал более ровный с колебаниями по высоте менее 3 нм. Выброс высотой 1 мкм в конце графика имеет ширину около 2 мкм. По все видимости

это часть пленки свернулась в комок неправильной формы. Такую же природу имеют остальные, более низкие выступы. Обнадеживающие результаты по полному удалению разрушенного верхнего слоя были получены при использовании пленок на основе молекулы  $PTCDA(C_7H_7)_2$  с азот содержащими заместителями в карбонильной части.

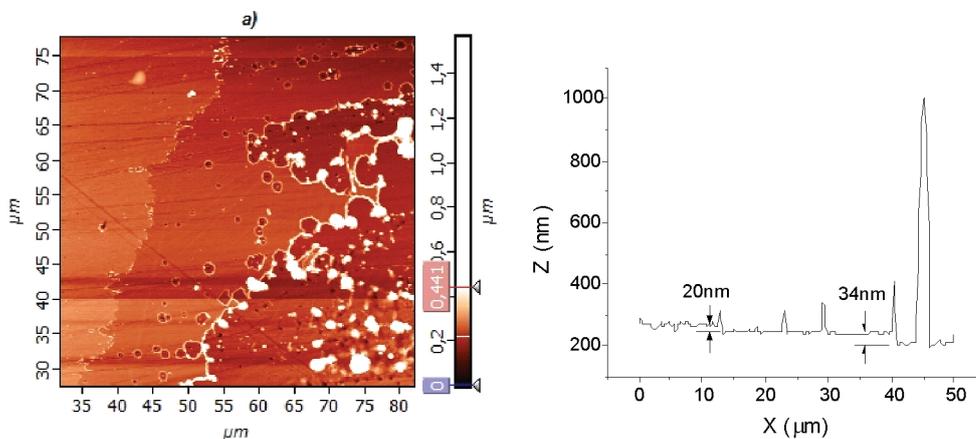


Рис. 1. Топография облученного импульсным лазерным излучением участка поверхности пленки PTCDA (a), рельеф поверхности по горизонтали на уровне 55 мкм (b)

Пленки  $PTCDA(C_7H_7)_2$ , как и PTCDA, наносились на подложки из арсенида галлия термически в вакууме  $10^{-5}$  Па.

**Заключение.** В результате лазерно-стимулированной модификации органических пленок обнаружено, что действие лазерного излучения приводит к необратимому изменению топографии поверхности. Если длина волны падающего излучения попадает в область собственного поглощения, то происходит перестройка поверхности наблюдаемое как выравнивание поверхности в АСМ измерениях.

*Работа выполнена по заданию министерство образования и науки РФ (проект №2.2527.211) на оборудование Научно Образовательного Центра естественных наук.*

**Список литературы**

1. Lazneva E.F., Turiev A.M., Komolov S.A. Laser Stimulated Fragmentation and Desorption from the Surface of Organic Films: Perylene Derivates // Technical Physics Letters (2009, Vol. 35, №8) 781-784p.
2. Turiev A.M. Investigation of surface topography of organic films, modified by laser radiation // FMMN-2011 (12-14 October, 2011, Kharkov, Ukraine) – Kharkov, 2011. –502-506 p.
3. Turiev A.M., Ramonova A.G., Butkhuzi T.G., Magkoev T.T., Tsidaeva N.I.- Study of Fragmentation and Morphology of Organic Films by Electromagnetic Radiation./Proc. of the V-th Russian-Japanese Seminar Molecular and Biophysical Magnetoscience (SMBM),-Orenburg: Orenburg SU.-2010. – 73-75p.
4. Wusten J., Ertl Th., Lach S., Ziegler Ch.- Post deposition purification of PTCDA thin films // Surface Science 252 (2005) 104-107 p.
5. Hiroyasu Sato, Satoru Nishio. Polymer laser photochemistry, ablation, reconstruction, and polymerization // Journal of Photochemistry and Photobiology C: Photochemistry Reviews – 2(2001) – P. 139-152.

**СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ ГИПЕРЗВУКОВЫХ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

Поляков М.С.

Московский физико-технический институт, Долгопрудный, e-mail: zauryarmyomiynt@gmail.com

Для доставки различных грузов на заданную орбиту с конца 50-х годов прошлого века и по настоящее время успешно применяются космические системы, использующие ракетный двигатель (РД).

Для создания тяги РД используют только топливо (или другие рабочие тела, хранящееся внутри самого летательного аппарата. Как группа, РД являются самыми лёгкими и имеют наибольшую скорость истечения газовой струи. Хотя в то же самое время, это наименее эффективные, относительно топлива двигатели, среди всех типов реактивных двигателей. Более эффективными являются воздушные турбо реактивные двигатели (ВРД), прямоточные воздушно-реактивные двигатели (ПВРД) и гиперзвуковые прямоточный воздушно-реактивные двигатели (ГПВРД), использующие в качестве рабочего тела воздушно топливную смесь. ГПВРД по своей сути является разновидностью ПВРД с той лишь разницей, что горение происходит при сверхзвуковой скорости воздушного потока (отсюда и название двигателя). Это позволяет ГПВРД работать эффективно при очень больших числах Маха: от 12 (15000 км/ч) до теоретических 24 (29000 км/ч). В гиперзвуковых летательных аппаратах (ЛА) используют ГПВРД. Как правило, силовая установка занимает всю нижнюю поверхности фюзеляжа летательного аппарата и состоит из семи основных частей, пять из которых относятся непосредственно к самому двигателю (внутренний воздухозаборник, изолятор, камера сгорания, внутреннее сопло и топливная система), а две к фюзеляжу (передняя и задняя части) [1, 2]. Передняя часть фюзеляжа является основной частью воздухозаборной системы двигателя (рис. 1). Задняя же часть представляет главный элемент выходного сопла. Основной целью высокоскоростной воздухозаборной системы, включающей в себя переднюю часть фюзеляжа и внутренний воздухозаборник, является захват и сжатие набегающего потока воздуха (рис. 2). При их обтекании возникает система ударных волн, замедляющая захваченный воздух с соответствующим увеличением давления и температуры. Данный процесс включает в себя головную ударную волну с изоэнтропическими косыми скачками, взаимодействие пограничного слоя с ударными волнами, неоднородности потока, а также трёхмерные эффекты.

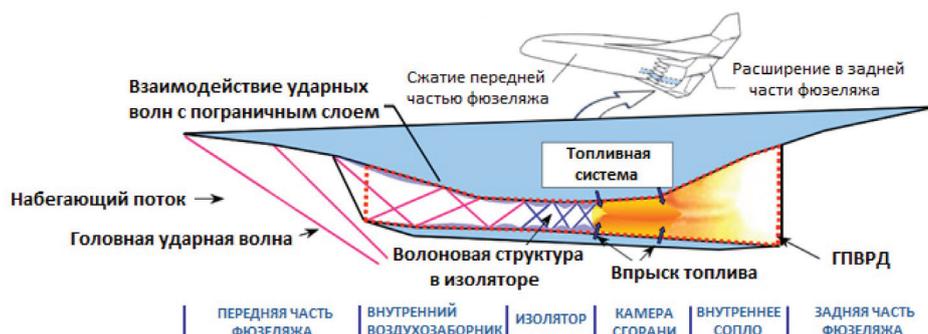


Рис. 1. Принципиальная схема строения ГПВРД

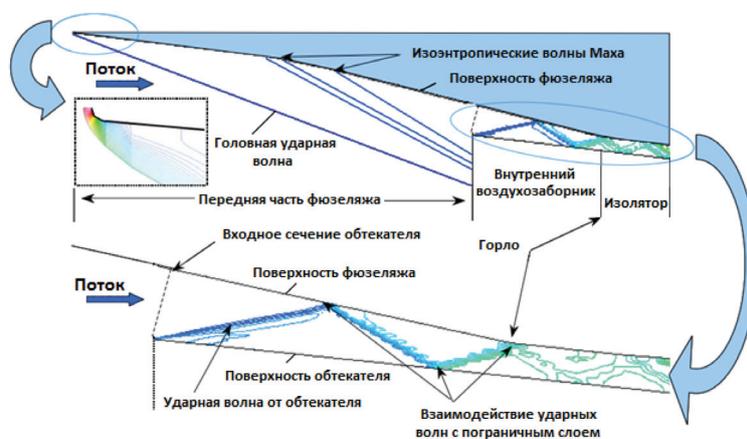


Рис. 2. Схема течения газа в воздухозаборнике ГПВРД

Хотя гиперзвуковые технологии разрабатываются с конца 50-х годов прошлого века, лишь совсем недавно тестовые ЛА на основе ГПВРД смогли пройти успешные испытания. [3]. Главная проблема – выдержать диапазон чисел Ма. Минимальное число Ма, которым ограничивается «снизу» работа ГПВРД определяется тем, что поток сжатого воздуха должен быть: достаточно горячим, чтобы обеспечить поджиг топливной смеси; иметь достаточно высокое давление, чтобы реакция горения успела пройти до того, как струя газа выйдет через сопло. Математическое моделирование при конструировании и эксплуатации ГПВРД является неотъемлемой частью создания гиперзвуковых прямоточных воздушно-реактивных двигателей и, следовательно, нового этапа освоения околоземного пространства.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (Грант № 14-07-00564-а).

#### Список литературы

1. Andreadis D. Scramjet Engines Enabling the Seamless Integration of Air & Space Operations // Pratt & Whitney Space Propulsion, Hypersonics, West Palm Beach, FL, 33410-9600.
2. Поляков М.С., Хлопков Ю.И. Силовые установки гиперзвуковых летательных аппаратов // Труды 56-й научной конференции МФТИ «Современные проблемы фундаментальных и прикладных наук». – Жуковский, 2013. С. 26-27.
3. Хлопков Ю.И., Чернышев С.Л., Зяя Мью Мьинт, Хлопков А.Ю. Введение в специальность II. Высокоскоростные летательные аппараты. – М.: МФТИ, 2013. – 192 с.

#### МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ НАЗЕМНОЙ ЛОКОМОЦИИ «ХОДЬБА» С ПОМОЩЬЮ МАЯТНИКА КАПИЦЫ

Ракитова Ю.М., Сивашова Е.С.

Волгоградская государственная  
академия физической культуры, Волгоград,  
e-mail: laei@mail.ru

При рассмотрении наземных локомоций «ходьба» и «бег», с точки зрения биомеханики, возникает парадокс. Для бега характерен, в целом, тот же цикл движений, что и при ходьбе, те же действующие силы и функциональные группы мышц, что и при ходьбе и его можно рассматривать как предельный случай. Отличие заключается в наличии при беге так называемой «фазы полета», когда обе ноги человека не касаются земли [1]. Интуитивно возникает впечатление, что при беге положение человека в пространстве менее устойчиво, с другой стороны опыты показывают, что при увеличении скорости ходьбы и переходе на бег положение человека в пространстве становится более устойчивым.

В ходе исследования было проведено математическое моделирование. Нами был выбран простой физический аналог – математический маятник с точкой подвеса в области голеностопных суставов. Процесс