

ОСОБЕННОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ МОДЕЛЕЙ ТУРБУЛЕНТНОСТИ ПРИ РАСЧЕТЕ СВЕРХЗВУКОВЫХ ТЕЧЕНИЙ В ТРАКТАХ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Отто Николаевич Засухин, Балтийский государственный технический университет "ВОЕНМЕХ" им. Д.Ф. Устинова
Павел Викторович Булат, инженер ООО "НОЦ "Динамика", к.э.н.
Николай Васильевич Продан, ООО "ЦТТ "Кулон"

Воздушно-реактивные двигатели следующего поколения проектируются с расчетом на широкий диапазон скоростей и высот полетов, что требует новых технических решений. Разрыв образующей сопла, эжекторы, диффузоры с внезапным расширением потока обеспечивают саморегулирование в широком диапазоне проектных параметров. Течения в таких устройствах сопровождается отрывом потока от стенок, а на определенных режимах и колебаниями ударно-волновой структуры. Расчет сверхзвуковых отрывных течений вызывает на современном этапе определенные методические трудности. Практике применения моделей турбулентности, реализованных в современных вычислительных пакетах, посвящена настоящая статья.

Air-jet engines are designed with the next generation of calculations on a wide range of speed and altitude, which leads to the use of new technical solutions. Gap generator nozzle ejectors, diffusers with a sudden expansion flow of self-regulation provide a wide range of design parameters. The currents in these devices is accompanied by flow separation from the walls, and on certain modes of shock-wave structure vibrations. Calculation of supersonic separated flows is at present some methodological difficulties. Practical application of turbulence models implemented in modern computer packages, the subject of this article.

Ключевые слова: донное давление, донное сопротивление, отрывные течения, течения с внезапным расширением, модели турбулентности, ударно-волновая структура.

Keywords: base pressure, base drag, separated flows, flow with sudden expansion, model of turbulence, shock-wave structure.

Введение

Одной из актуальных задач проектирования авиационных и ракетно-космических транспортных систем является задача повышения топливной эффективности летательного аппарата (ЛА) в широком диапазоне высот и скоростей полета. Ее решение на текущем уровне развития науки и техники требует использования все более сложных конструкций и дорогих материалов. Это ведет к удорожанию и увеличению сроков проектирования воздушно-реактивных двигателей (ВРД). В качестве возможных вариантов решения рассматриваются создание серии ВРД на базе общего газогенератора, использование гибридного термодинамического цикла, промежуточного охлаждения воздуха в воздухозаборнике и компрессоре, разработка адаптивных ВРД, способных эффективно работать в широком диапазоне проектных параметров. К последним относится двигатель ADVENT (Adaptive Versatile Engine Technologies) (рис. 1), проектируемый по программе VAATE (Versatile Affordable Advanced Turbine Engines), в которой принимают участие Boeing, DARPA, GE, Honeywell, LibertyWorks, Lockheed Martin, NASA, Northrop Grumman, Teledyne Turbine Engines, Williams International [1].

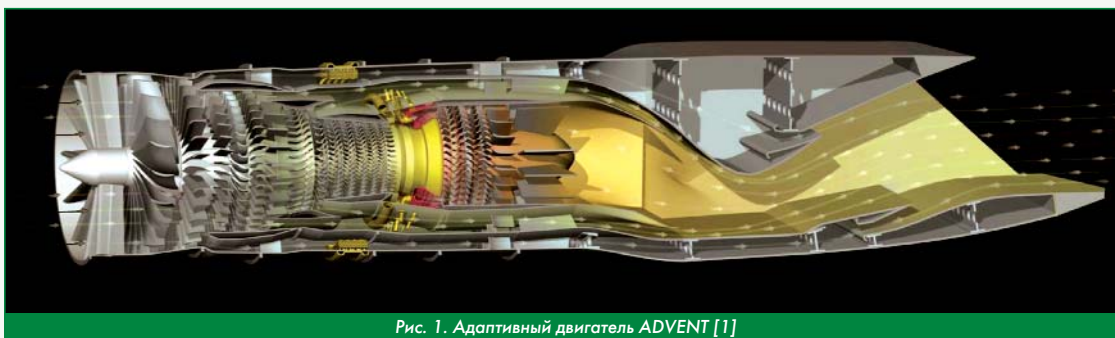
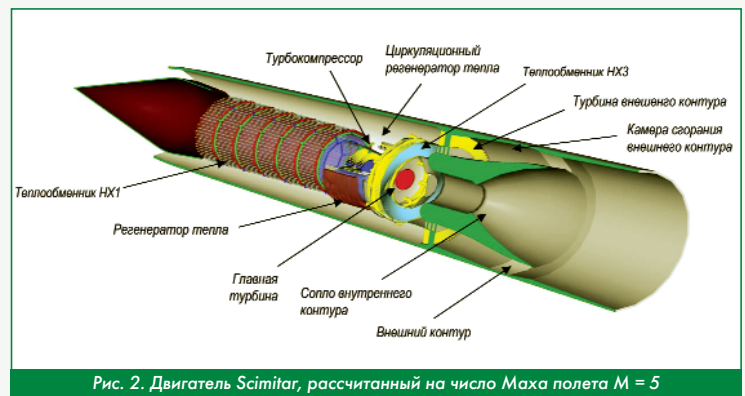
Проект ADVENT наряду с другой подпрограммой HEETE (Highly Efficient Embedded Turbine Engine) являются составной частью программы VAATE, в рамках которой в США планируется создание к 2015-2020 гг. демонстрационного ВРД, предназначенного для установки на перспективные:

- дозвуковой стратегический бомбардировщик (Subsonic Strike);
- дальний сверхзвуковой бомбардировщик (Supersonic Persistent Strike);
- беспилотный корабельный самолет (Carrier-Based ISRT/Strike UAV);

- тактический транспортный самолет укороченного взлета/посадки (ESTOL Tactical Transport);
- стратегический малозаметный разведчик (ISR Sensorcraft).

ADVENT должен совместить в одной конструкции положительные свойства двухконтурных двигателей с большой степенью двухконтурности, использующихся на транспортных самолетах, и ВРД с форсажной камерой и малой двухконтурностью, применяющихся на сверхзвуковых истребителях.

Другим приоритетным направлением развития ВРД является разработка двигателей для гиперзвуковых воздушно-космических самолетов, типичным представителем которого может служить проект ВРД Scimitar (рис. 2), рассчитанного на число Маха полета $M = 5$ [2]. В конструкции последнего используются такие прогрессивные решения, как эжекторное сопло с большой степенью расширения, турбина во внешнем контуре, эффективный теплообменник, охлаждающий воздух перед компрессором.



Упомянутые выше проекты объединяет наличие в тракте двигателя сверхзвуковых отрывных течений, известных под названием течений с внезапным расширением [3], расчет которых с использованием современных моделей турбулентности сталкивается с известными методическими сложностями.

Модели турбулентности

Наиболее подробный обзор моделей турбулентности в приложении к расчету реальных ВРД приведен в монографии [4]. Как и в ряде других обзорных работ [5, 6] рассматриваются, главным образом, дозвуковые и трансзвуковые течения. В настоящей работе для тестирования при расчетах сверхзвуковых течений предварительно отобраны стандартная $k-\epsilon$ модель в формулировке Лаундера-Шарма, $k-\epsilon$ Realizable, RNG $k-\epsilon$, стандартная SST $k-\omega$ модель и Transition SST $k-\omega$ модель, реализованные в пакетах Ansys Fluent, начиная с версии 6, а также Ansys CFX, начиная с версии 11.

Хотя эти модели широко используются для решения различных инженерных задач, они всё еще остаются предметом активных исследований. Основные соотношения и значения эмпирических констант указанных выше моделей турбулентности можно найти в работах [5,6].

Основой всех двухпараметрических моделей турбулентности, использующих осреднение уравнений Навье-Стокса по Рейнольдсу [4], является гипотеза Буссинеска [5] о турбулентной (вихревой) вязкости. Она предполагает пропорциональность тензора напряжений Рейнольдса средней арифметической величине тензора скоростей деформаций. Это означает, что турбулентность влияет на осредненный турбулентный поток так же, как молекулярная вязкость влияет на ламинарный поток. Для простых случаев, таких как плоские пограничные слои в отсутствии больших градиентов давления, предположение Буссинеска приблизительно выполняется. В сложных течениях, например, с большой кривизной линии тока или с отрывом и присоединением пограничных слоев, гипотеза не применима. Это создаёт проблемы с расчётом сильно закрученных потоков и течений, где эффекты кривизны линий тока имеют большое значение. Сверхзвуковые отрывные течения с донными областями в трактах перспективных ВРД, как раз и относятся к такого рода случаям.

Realizable $k-\epsilon$ модель. Модель $k-\epsilon$ realizable предложена в работе [7]. Термин Realizable означает, что модель удовлетворяет математическим ограничениям на нормальные напряжения, согласующимся с физикой турбулентных течений (исключаются отрицательные значения вихревой вязкости при расчете высокоградиентных течений). В модели вводится улучшенный способ расчета турбулентной вязкости, а уравнение для скорости диссипации выводится из точного уравнения переноса среднеквадратичного значения пульсационной составляющей вихря скорости.

По сравнению со стандартной версией модель $k-\epsilon$ realizable более точно предсказывает распределение скорости диссипации плоских и круглых струй, а также обеспечивает лучшее предсказание характеристик пограничных слоев в условиях больших градиентов давления, отрывных и рециркуляционных течений.

RNG $k-\epsilon$ модель. В стандартной $k-\epsilon$ модели турбулентная вязкость определяется из единственного характерного линейного масштаба турбулентности, а в реальности все масштабы движения способствуют турбулентной диффузии. RNG $k-\epsilon$ модель разработана с использованием математических методов Re-Normalisation Group (RNG) Яхотом и др. [8], чтобы учесть существование различных масштабов турбулентного движения. Метод показывает более высокую точность при моделировании вращающихся течений в полостях [4].

$K-\omega$ модель турбулентности. $K-\omega$ модель похожа на $k-\epsilon$, однако в ней используется вместо уравнения диссипации уравнение для скорости диссипации турбулентной энергии ω . Переменная ω определяет характерный линейный масштаб турбулентности, а k - энергию турбулентности. Данная модель хорошо описывает пристенные течения, в том числе, с большими градиентами давления. При расчётах струйных течений возникают проблемы. Основная из них состоит в чрезвычайной чувствительности модели $k-\omega$ к граничным условиям во внешнем потоке и начальным условиям уровня турбулентности.

Стандартная SST $k-\omega$ модель и Transition SST модель. Турбулентная $k-\omega$ модель SST (Shear Stress Transport) была введена Ментером в 1993 году [9] и сразу приобрела большую популярность. Эта модель по сути является объединением двух моделей ($k-\epsilon$ вдали от стенок и $k-\omega$ в пристенной области). Исследовате-

ли, использующие стандартную SST модель, обычно отмечают, что она показывает хорошие результаты в слоях смешения при средних градиентах давления.

В областях с большими нормальными напряжениями, таких как застойные течения, стандартная SST $k-\omega$ модель генерирует слишком высокие уровни турбулентности, что приводит к существенному изменению расчетной картины течения [4].

Transition SST модель позволяет более точно описать турбулентность, за счет введения дополнительных уравнений переноса.

Результаты тестирования моделей турбулентности

Тестирование выявило следующее. При моделировании сверхзвуковых струй, истекающих из выхлопных устройств ВРД, точность моделей турбулентности зависит от степени нерасчетности (отношение статического давления на срезе сопла к статическому давлению в окружающей среде) струи. Наилучшие результаты расчета малонерасчетных слабо недорасширенных струй показывает $k-\epsilon$ realizable модель (рис. 3).

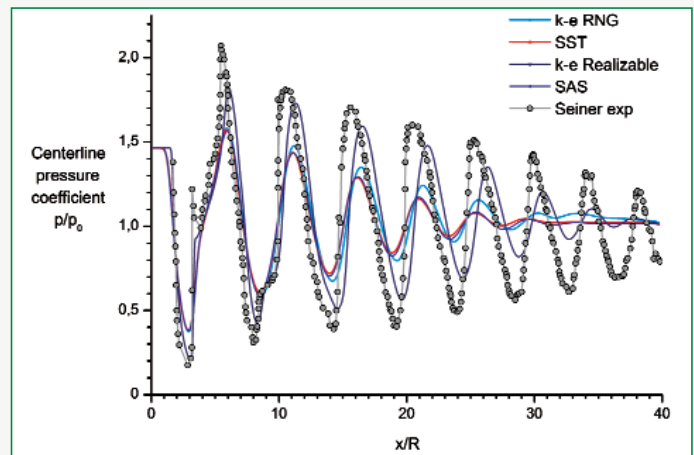
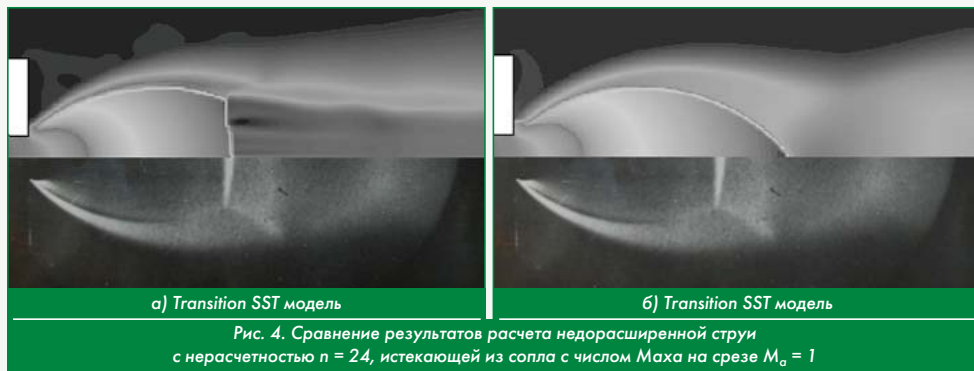


Рис. 3. Сравнение с экспериментом Сейнера [10] результатов расчета с использованием различных моделей турбулентности изменения статического давления вдоль оси симметрии малонерасчетной струи, истекающей из профилированного сопла с числом Маха на срезе $M_0 = 2$, степенью нерасчетности $n = 1.445$

Ударно-волновая структура (УВС) слабо нерасчетной струи определяется в основном характеристиками слоя смешения на ее границе, который, как раз, лучше всего описывает $k-\epsilon$ realizable модель. Влияние же областей отражения скачков уплотнения от оси симметрии, в которых проявляются недостатки $k-\epsilon$ realizable модели, существенно меньше. Наоборот, стандартная SST $k-\omega$ модель завышает уровни турбулентности в областях взаимодействия скачков уплотнения со слоем смешения на границе струи, что приводит к более быстрому размыванию УВС по сравнению с экспериментом.

Положение изменяется в случае сильно нерасчетных струй (недорасширенных или перерасширенных). Скачки уплотнения отражаются от оси струи с образованием тройных точек и диска Маха, течение за которыми дозвуковое и сильно завихренное. Течение в окрестности тройной точки отличается большими градиентами давления, уровнями турбулентности и завихренности. Наилучшие качества при расчете такого рода течений демонстрирует Transition SST модель (рис. 4,а). Для тестирования выбрано звуковое сопло большого диаметра, чтобы свести к минимуму влияние сопловых скачков уплотнения и пограничного слоя на стенках сопла.

Применение модели турбулентности $k-\epsilon$ realizable, напротив, приводит к неудовлетворительным результатам. Свойственная данной модели процедура ограничения турбулентной вязкости при помощи введения полуэмпирической функциональной зависимости для коэффициента турбулентной вязкости C_{μ} , приводит к нарушению дифференциальных условий динамической совместности на скачках уплотнения в тройной точке [11]. В результате, образование диска Маха затягивается, а его размеры оказываются намного меньше экспериментально наблюдаемых. Остальные модели дают промежуточные результаты.



заданном полном давлении перед соплом P_0 . Стрелки показывают гистерезис зависимости $P_d(P_0)$ при увеличении и сбросе давления перед соплом.

Результаты расчетов показали, что на режимах с открытой донной областью, когда оторвавшийся сверхзвуковой поток не взаимодействует со стенками канала и в донную область втекает газ из окружающей канал среды, лучшую точность демонстрирует $k-\epsilon$ *realizable* модель. Она допускает применение относительно грубой сетки, увеличение количества ячеек с 40 000 до 160 000 в осесимметричной постановке задачи, не приводит к заметному изменению результатов.

Струя, истекающая из сопла Лавала в цилиндрический соосный канал с внезапным расширением, является хорошей моделью более сложных конструкций, применяющихся в перспективных ВРД, поскольку содержит все характерные для них элементы течений: области с рециркуляционным течением, взаимодействием слоев смешения со стенками, отрывом пограничного слоя. На некоторых режимах течение может быть еще и нестационарным.

Основной задачей расчета сверхзвуковых течений с внезапным расширением потока является определение средних значений статического давления в областях рециркуляционного течения, известного как донное давление [3] в зависимости от полного давления перед соплом. Проведено сравнение с экспериментом для струй, истекающих из сопел с $Ma_0 = 2$ и 3, углами полураствора $\theta_0 = 8$ и 15 градусов, диаметром критического сечения 10,6 мм в соосный цилиндрический канал диаметром 85 мм и длиной 4,6; 6 и 13,8 калибров. Расчеты проводились методом установления. Задавалось полное давление перед соплом, фиксировался промежуточный результат, затем полное давление увеличивалось на 5 атм, а результаты, полученные на предыдущем шаге, использовались в качестве начальных условий. Таким образом, получалась зависимость донного давления от полного давления перед соплом. Исследована сходимость по разностной сетке, влияние сгущения сетки у стенок сопла и канала.

На рис. 5 приведено сравнение результатов расчетов с экспериментом. Видно, что график зависимости P_d от P_0 имеет области неоднозначности, соответствующие низкочастотным колебаниям. Верхняя и нижняя кривые графика отмечают максимальное и минимальное значение P_d в течение одного колебательного цикла при

симметричной постановке задачи, не приводит к заметному изменению результатов. На режимах с закрытой донной областью, когда основной поток натекает на стенки канала, а возвратное течение отсутствует, $k-\epsilon$ *realizable* модель систематически занижает значение донного давления. Это объясняется тем, что в условиях больших градиентов давления $k-\epsilon$ *realizable* модель завышает уровень турбулентности и, соответственно, значение турбулентной вязкости в рециркуляционных зонах. В результате, повышается эжекционная способность слоя смешения на границе струи и равновесие устанавливается при более низком значении давления в донной области.

Transition SST модель турбулентности, наоборот, при использовании относительно грубой регулярной разностной сетки занижает значение донного давления на режимах с открытой донной областью и завышает на режимах прилипания струи к стенке канала. Сгущение сетки у стенок сопла и канала позволяет значительно точнее рассчитывать возвратное течение по кольцевому зазору между основной струей и стенками канала, а также области разворота слоя смешения струи в точке его натекания на стенку. Погрешность заметно уменьшается, но все равно остается систематической.

Остальные модели турбулентности показывают худшие результаты.

Заключение

Проведенное тестирование показало, что наилучшие результаты при расчетах сверхзвуковых течений, характерных для перспективных ВРД, дают $k-\epsilon$ *realizable* и *transition SST* модели турбулентности. Первая модель при небольшом перепаде давления на срезе сопла и в окружающей среде, которые типичны для штатных режимов работы ВРД, обеспечивает получение надежных данных о распределении давления по оси струи, донном давлении, распределении давления по стенкам сопла и эжектора. Хорошую точность удастся получить на достаточно грубой сетке без применения каких-либо специальных приемов и ухищрений. *Transition SST* модель турбулентности более требовательная к разностной сетке, граничным и начальным условиям, требует существенно большего времени счета. Зато она гарантированно позволяет получить качественно верную картину УВС при приемлемой точности определения донного давления и распределения давления по оси струи.

Непосредственно использовать данные модели турбулентности для расчета сверхзвуковых течений на нестационарных режимах нельзя, т.к. при их выводе используется осреднение параметров течения по времени. Однако существуют низкочастотные колебания, которые относятся к классу квазистационарных, т.е. таких, период которых существенно больше характерного времени протекающих газодинамических процессов. Воз-

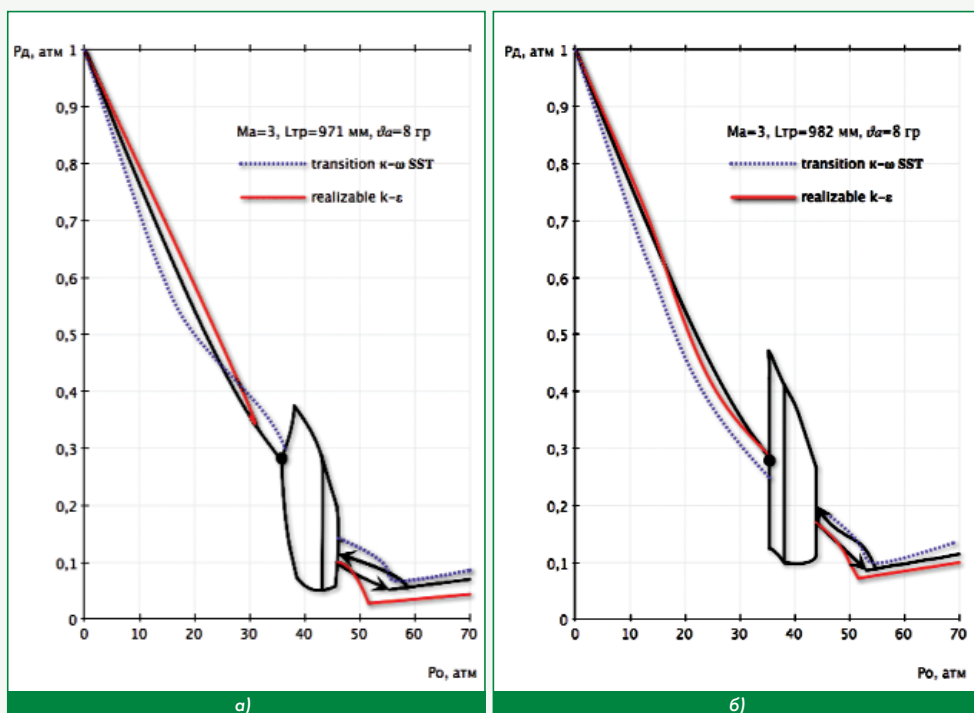


Рис. 5. Сравнение результатов расчета струи, истекающей в цилиндрический канал, с экспериментом (черная сплошная линия). $Ma_0 = 3$, $\theta_0 = 8^\circ$

возможность применения описанных выше моделей турбулентности для расчета таких колебаний требует дальнейшего исследования. **П**

Литература

1. Jeffrey M. Stricker Chief Engineer. Efficient/Adaptive Cycle Engines. AFRL-WS 07-0431. USAF Energy Forum. 2/28/2007.
2. H. Webber, A. Bond and M. Hempell, The sensitivity of pre-cooled air-breathing engine performance to heat exchanger design parameters, JBIS, Vol. 60, pp. 188-196, 2007.
3. Засухин О.Н., Булат П.В., Продан Н.В. История экспериментального исследования донного давления // Фундаментальные исследования. - 2011., №12. - С. 670-674.
4. Волков К.Н., Емельянов В.Н. Течение и теплообмен в каналах и вращающихся полостях. - М.: ФИЗМАЛИТ. 2010. - 488 с. - ISBN 978-5-9221-1182-9.
5. Снегирёв А.Ю. Высокопроизводительные вычисления в технической физике. Численное моделирование турбулентных течений: учеб. пособие / А.Ю. Снегирёв. - СПб.: Изд-во Политехн. ун-та, 2009. - 143 с.

6. Моделирование турбулентных течений?: Учебное пособие / И.А. Белов, С.А. Исаев, Балт. гос. техн. ун-т. СПб., 2001. 108 с.

7. Bardina, J.E., Huang, P.G., Coakley, T.J. (1997), "Turbulence Modeling Validation, Testing, and Development", NASA Technical Memorandum 110446.
8. Yakhot, V., Orszag, S.A., Thangam, S., Gatski, T.B. & Speziale, C.G. (1992), "Development of turbulence models for shear flows by a double expansion technique", Physics of Fluids A, Vol. 4, No. 7, pp. 1510-1520.
9. Menter, F. R. (1993), "Zonal Two Equation k- ω Turbulence Models for Aerodynamic Flows", AIAA Paper 93-2906.
10. Seiner, J. M.; Dash, S. M.; and Wolf, D. E.: Analysis of Turbulent Underexpanded Jets, Part II: Shock Noise Features Using SCIPVIS. AIAA J., vol. 23, no. 5, May 1985, pp. 669--677.
11. Усков В.Н. и др. Интерференция стационарных газодинамических разрывов. - Новосибирск: ВО "Наука", 1995. 180 с.

Связь с авторами: kolinti@mail.ru

ИНФОРМАЦИЯ

28 января компания Джона Кармака Armadillo Aerospace запустила с территории космопорта "Америка" беспилотную ракету STIG A-3, достигающую высоты 82 км. Armadillo Aerospace не думает ограничиваться субкосмическими "подлётами" на высоту в 100 км, её цель - летать на низкую околоземную орбиту. Беспилотный РН очень тонок - 38 см диаметре, а длина - несколько метров. Полномасштабный носитель планируется выполнить из таких же модулей, поставленных один на другой.

Именно радикальная конструкторская простота позволила компании провести ряд пусков, имея лишь семь сотрудников и затратив всего около \$4 млн. Разработчики уверяют, что носитель, составленный из одинаковых модулей по всей длине, по соотношению "эффективность - стоимость" является самым перспективным вариантом для грузовых и пассажирских полётов на низкие орбиты. **П**



Наземная отработка РН STIG A-3 и старт ракеты, состоявшийся 28 января 2012 г.

XI МЕЖДУНАРОДНЫЙ ПРОМЫШЛЕННЫЙ ФОРУМ – 2012

МЕЖДУНАРОДНЫЕ СПЕЦИАЛИЗИРОВАННЫЕ ВЫСТАВКИ И КОНФЕРЕНЦИИ

20-23 НОЯБРЯ



Генеральные информационные партнеры:



Технический партнер:



ОРГАНИЗАТОР
Международный выставочный центр
ПРИ ПОДДЕРЖКЕ:
Государственного агентства Украины по управлению государственными корпоративными правами и имуществом Украинской Национальной Компании "Укрстанкоинструмент"



Международный выставочный центр
Украина, 02660, Киев
Броварской пр-т, 15
М "Левобережная"
☎ (044) 201-11-65, 201-11-56
e-mail: lilia@iec-expo.com.ua
www.iec-expo.com.ua
www.tech-expo.com.ua