

ДК 641.454.2

Исследование возможности снижения массы двигательной установки малого космического аппарата за счет применения закиси азота в качестве компонента топлива

06, июнь 2012

Арефьев К.Ю.

Аспирант,
кафедра «Ракетные двигатели»

Научный руководитель: Воронцов А.В.,
доктор технических наук, профессор кафедры «Ракетные двигатели»

МГТУ им. Н.Э. Баумана
arefyev@rambler.ru

Известно, что закись азота (N_2O) успешно применяется в качестве высокоэнергетической добавки в двигателях различных классов, самостоятельного окислителя в гибридных и жидкостных РД, а также как унитарное топливо РД малых тяг [1,2]. N_2O обладает рядом важных преимуществ, к которым относятся: возможность разложения на свободные кислород и азот с выделением тепловой энергии в количестве 82 кДж/моль, возможность хранения в сжиженном состоянии, упрощение системы подачи за счет эффекта самовытеснения собственными насыщенными парами с давлением более 4 МПа при 290 К, а также нетоксичность.

С учетом вышеизложенного может быть разработана двигательная установка (ДУ) с использованием закиси азота, соответствующая требованиям, предъявляемым к энергетическим системам малых космических аппаратов (МКА) [3,4]. Некоторые из возможных вариантов концептуальных схем ДУ МКА на N_2O представлены на рис. 1.

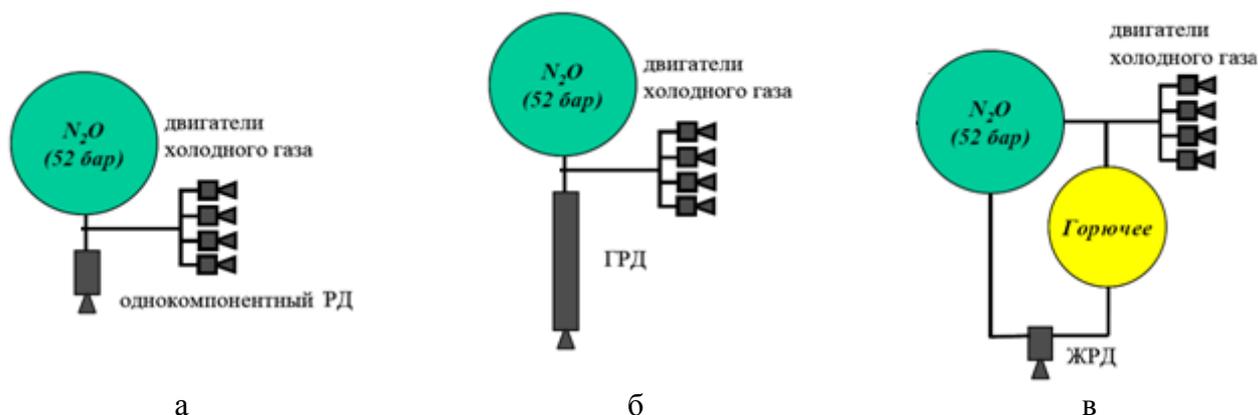


Рис.1. Схемы ДУ на закиси азота с использованием в качестве маршевого двигателя однокомпонентного РД (а), ГРД (б) и ЖРД (в)

Определение области эффективного применения систем на закиси азота в ДУ является важной задачей при системном проектировании МКА. В работе представлены

результаты анализа массовой эффективности ДУ для МКА класса "микро". В качестве критерия использован коэффициент массовой энергоотдачи ДУ $\eta_m = \frac{I_p}{M_{ДУ} + M_T}$

Проведено сравнение вариантов ДУ на закиси азота (рис.1) с известными [5] аналогами на гидразине, газообразных O_2/H_2 , НДМГ/АТ и РД на холодном газе. Здесь $M_{ДУ}$ - сухая масса ДУ, M_T - масса топлива, I_p - полный импульс, создаваемый двигателями. Анализ выполнен при заданных значениях тяги маршевых РД ($P_M=50$ Н) и управляющих РД ($P_Y=0,5$ Н). В качестве исследуемой параметрической области взят диапазон массы МКА $M_{КА}=10...100$ кг с полным импульсом ДУ $I_p=10...5000$ Н*с. Принято, что 60% полного импульса создается маршевыми РД и 40% управляющими.

На рис.2 приведены результаты расчетов значения массовой энергоотдачи в зависимости от полного импульса ДУ МКА.

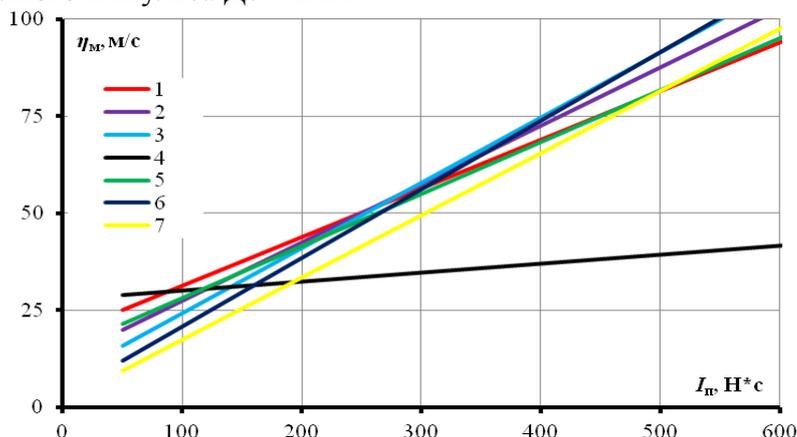


Рис.2. Зависимость η_m от полного импульса ДУ для вариантов с использованием: 1 - однокомпонентного РД на N_2O , 2 - ГРД на бутадиеновом горючем и N_2O , 3 - ЖРД на этаноле и N_2O , 4 - ДУ на "холодном газе", 5 - однокомпонентном РД на гидразине, 6 - РД на газообразных H_2 и O_2 , 7 - АТ/НДМГ.

В результате определено, что применение ДУ на закиси азота в диапазоне значений полного импульса ДУ $120...470$ Н*с позволяет снизить массу МКА. При $I_p < 260$ м/с более целесообразным становится применение ДУ с однокомпонентным маршевым РД на N_2O , а при $I_p > 260$ м/с - двухкомпонентного ЖРД с использованием N_2O в качестве окислителя. Показано, что закись азота дает возможность снижения массы ДУ МКА на 10...15% относительно ДУ традиционных схем, применяемых в настоящее время.

Литература

1. Zakirov, V.A., K. Wan, C. Tang, F. Shan, H. Zhang, and L. Li, "N₂O Propulsion Research at Tsinghua: 2006", Proceedings of ESA Space Propulsion Conference, 3rd International Conference on Green Propellants for Space Propulsion, SP-635, Poitiers, France, 17-20 September 2006.
2. Zakirov, V.A., T.J. Lawrence, J.J. Sellers, and M.N. Sweeting, "Nitrous Oxide as a Rocket Propellant", Proceedings of the 51st International Astronautical Congress, Rio de Janeiro, Brazil, 2-6 October 2000, also published in Acta Astronautica, Volume (issue): 48 (5-12), 2001, pp. 353-362.
3. Банго В.И., Разумовский Ю.К., Зайцев И.В. Анализ современных тенденций и направлений развития малых космических аппаратов за рубежом//III Международная конференция-выставка «Малые спутники, новые технологии, миниатюризация. Области эффективного применения в XXI веке». 27-31 мая 2002. Кн.1.С.381-387.

4. Лукьященко В.И., Саульский В.К., Шучев В.А, Смирнов В.В. Международные тенденции создания и эксплуатации малых космических аппаратов//III Международная конф.-выставка «Малые спутники, новые технологии, миниатюризация. Области эффективного применения в XXI веке». 27-31 мая 2002. Кн.1.С.381-387.
5. М.В. Добровольский. Жидкостные ракетные двигатели. М.: «МГТУ им. Н.Э. Баумана», 2005.