

УДК 629.7

В.Л. Кочуров<sup>1</sup>, О.В. Соловьев<sup>1</sup>, В.А. Беспалый<sup>2</sup><sup>1</sup> Государственное предприятие "Чугуевский авиационный ремонтный завод", Чугуев<sup>2</sup> Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков

## АНАЛИЗ КОНЦЕПЦИЙ СОЗДАНИЯ ТРАНСПОРТНЫХ ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ

Проведен анализ концепций транспортных воздушно-космических систем, создаваемых для снижения стоимости вывода полезного груза на околоземную орбиту, улучшения оперативности запусков. Показано, что решение проблемы воздушного старта возможно как применением специально разработанных разгонных летательных аппаратов, так и существующих сверхзвуковых самолетов-носителей с удовлетворительными экономическими и летно-техническими характеристиками.

**Ключевые слова:** разгонный летательный аппарат, воздушно-космическая система, аэродинамическая компоновка, летно-технические характеристики.

### Введение

Необходимость снижения стоимости вывода полезного груза на околоземную орбиту, улучшение оперативности запусков приводит к поиску решения этих проблем в области многоразовых систем, в том числе воздушного старта ракеты-носителя (РН) с самолета. Схемы таких запусков опробованы и показали возможность их реализации. Отрабатывались, в основном, схемы со сбросом достаточно тяжелых РН с относительно тяжелой полезной нагрузкой с транспортного самолета-носителя. В то же время реализуется ряд программ, в которых ставится задача вывода на орбиту полезной нагрузки весом 30-100 кг с помощью самолета-носителя небольшого размера, сверх- или гиперзвукового, в том числе уже находящегося в эксплуатации.

**Целью статьи** является проведение анализа концепций создания транспортных воздушно-космических систем.

### Основная часть

Одним из направлений развития авиационной и ракетно-космической техники является создание принципиально нового класса летательных аппаратов, совершающих полёт в атмосфере с гиперзвуковыми скоростями. Гиперзвуковые летательные аппараты (ГЛА), использующие самолётные принципы при движении в атмосфере, способны решать многие задачи гражданского и военного характера. Кроме того, их разработка позволит освоить перспективные технологии, которые во многом будут определять уровень передовых отраслей ведущих стран мира.

Исследования и перспективные разработки ГЛА включают наряду с решением ключевых проблем аэродинамики, двигателестроения и конструкции также и вопросы выбора траекторий полёта, программ и алгоритмов управления движением при применении ГЛА как гиперзвукового самолёта-разгонщика (ГСР).

ГСР является первой ступенью воздушно-космической системы (ВКС) и должен обеспечить старт второй ступени для вывода полезной нагрузки (ПН) на околоземную орбиту. Для ГСР одним из наиболее важных является участок полёта, связанный с набором заданной высоты и одновременным разгоном до заданной скорости. В конце этого участка ГСР должен иметь высоту и скорость старта (пуска) второй ступени ВКС. Данный участок разгона – набора высоты характеризуется увеличением высоты полёта с границы стратосферы, равной 11 км, до высоты не менее 30 км и увеличением скорости со сверхзвуковой ( $M = 2$ ) до гиперзвуковой (не менее  $M = 5 \div 6$ ).

Таким образом, на этапе разгона – набора высоты кинетическая энергия ГЛА увеличивается не менее, чем в 15 раз, а энергетическая высота увеличивается с 28 до 144 км. На этом этапе для ГСР обеспечивается достижение максимального уровня энергии, что является одним из преимуществ авиационного старта. Достижение таких скоростей полета без применения силовой установки, основанной на применении прямоточного двигателя невозможно, но на сегодня таких двигателей с необходимыми характеристиками нет.

С другой стороны, в недалеком будущем возможно создание нового поколения эффективных ГЛА, совершающих скоростной крейсерский полет в атмосфере или разгон для выхода на низкую околоземную орбиту [1]. Чтобы эти аппараты были действительно эффективны, необходимо добиться их высоких аэродинамических характеристик на гиперзвуковых скоростях и удовлетворительных – на малых и умеренных скоростях полета.

В то время как более 40 лет исследований и разработок сверхзвуковых транспортных самолетов привели к сложным и тщательно проработанным проектам, которые в рамках исследуемой концепции – комбинации тонкого тела с оптимально деформированным крылом малого удлинения уже сейчас близки к

границе возможного, гораздо меньше известно о том, каковы должны быть дальние гиперзвуковые самолеты [1]. Признавая ключевую роль при создании гиперзвуковых летательных аппаратов аспектов, касающихся разработки эффективной двигательной установки и легкой и достаточно прочной конструкции, способной выдержать аэродинамический нагрев, следует отметить, что до сих пор не предложено достаточно разработанной чисто аэродинамической концепции эффективных гиперзвуковых компоновок.

Существует принципиальное различие между сверхзвуковыми компоновками, являющимися комбинациями тонких тел и крыльев малого удлинения с дозвуковыми передними кромками, создающими сравнительно слабые возмущения в поле течения, и гиперзвуковыми компоновками, при обтекании которых возникают интенсивные нелинейные ударные волны [2]. Однако, аэродинамические схемы реальных проектов крейсерских ГЛА, как правило, были достаточно близки к схемам типичных сверхзвуковых самолетов за исключением значительно больших объемов корпуса ГЛА вследствие использования в их двигательных установках криогенного топлива малой плотности - жидкого водорода. Даже первоначально выбранная конфигурация перспективного аэрокосмического носителя по широко известной в свое время программе NASP была такого же типа, несмотря на то, что основная функция этого аппарата - разгон в атмосфере с выходом на околоземную орбиту, а не крейсерский полет. В дальнейшем базовая компоновка NASP была пересмотрена с целью оптимизации условий разгона, однако для гиперзвукового крейсерского полета рассматривалась его первоначальная конфигурация.

На диаграмме, предложенной Д. Кюхеманом (рис. 1), три основных типа дальних самолетов классифицируются по их положению на плоскости  $M, 0.5b/L$ , где  $M$  - крейсерское число Маха полета,  $b$  - размах крыла летательного аппарата,  $L$  - его длина [2]. Область, соответствующая дозвуковым магистральным самолетам обозначена на рис. 1 индексом А, сверхзвуковым крейсерским самолетам (Ту-144, Concorde, XB-70, SR-71) - индексом В, рассмотренным далее гиперзвуковым компоновкам - волнолетам - индексом С [2].

Для дозвуковых самолетов характерны числа Маха полета  $M < 1$  и большие значения  $b/L$  из-за их крыльев большого удлинения. При этом стараются избегать сколько-нибудь заметного влияния ударных волн на обтекание самолета. Разница между сверхзвуковыми и гиперзвуковыми компоновками характеризуется их различным положением относительно линии  $0.5(M^2-1)^{1/2}b/L=1$ . Сверхзвуковые конфигурации, располагаясь слева от этой линии, имеют номинально дозвуковые кромки и создают слабые ударные волны. Условия взлета и посадки ограничивают отношение  $0.5b/L$  снизу величиной, близкой к 0.2 [2]. С ростом числа Маха даже при неизменной геометрии тип обтекания аппарата изменяется, и в поле

течения возникают интенсивные ударные волны. Отсюда следует, что эффективные гиперзвуковые компоновки, по-видимому, должны проектироваться на основании иных принципов, чем сверхзвуковые.

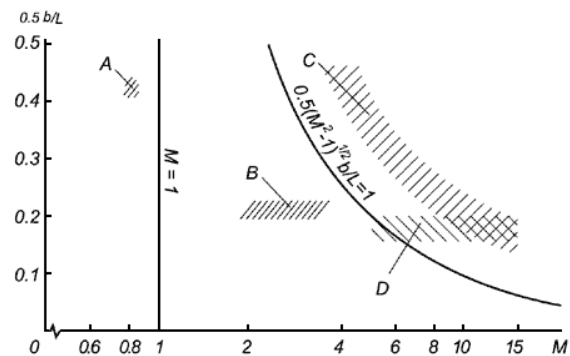


Рис. 1. Классификация основных типов дальних самолетов

Поиски специфических гиперзвуковых форм привели к разработке волнолетов - тел, у которых при некоторых расчетных условиях присоединенная ударная волна располагается снизу между передними кромками [3 - 6]. У этих конфигураций объемы создают не только волновое сопротивление, но и подъемную силу, что при определенных условиях приводит к росту максимального аэродинамического качества  $K_{max}$  при гиперзвуковых скоростях, а также к тому, что величина  $K_{max}$  слабо зависит от числа Маха. Диапазон изменения отношения полуразмаха к длине от числа Маха для серии некоторых оптимальных волнолетов [6] обозначен на рис. 1 под индексом С.

Однако особенности, присущие волнолетам, серьезно затрудняют, а при определенных условиях и полностью исключают возможность их непосредственного применения в аэродинамическом проектировании реальных ГЛА. Высокие уровни  $K_{max}$  волнолетов, полученные в расчетах и пока в полной мере не подтвержденные в эксперименте, достигаются при относительно малых коэффициентах объема  $\tau = V^{2/3}/S$  [6], где  $V$  - объем корпуса,  $S$  - площадь крыла конфигурации. При увеличении  $\tau$  до значений, характерных для гиперзвуковых самолетов, уровни  $K_{max}$  волнолетов существенно уменьшаются.

Объемы у волнолетов сравнительно равномерно распределяются по всей несущей поверхности, что чрезвычайно неудобно для размещения баков с криогенным топливом, на которые, как правило, приходится большая часть внутренних объемов ГЛА. Это приведет к тому, что при одинаковом количестве топлива объем у волнолетной компоновки будет больше, чем у классической комбинации крыла с корпусом, что еще более усложнит проблему достижения волнолетом высокого максимального аэродинамического качества.

Существенно большие трудности при использовании волнолетных компоновок возникнут с донным сопротивлением (особенно на трансзвуковых скоростях). Вследствие указанного выше распределения

объемов донные поверхности у волнолетов располагаются вдоль всего поперечного размаха, и заполнить их реактивной струей двигателя для уменьшения донного сопротивления, как это предполагается осуществлять для комбинаций крыла и корпуса, не представляется возможным. Модификация волнолета с целью устранения его дна приводит к заметному уменьшению его объема. Нерешенной проблемой остаются также аэродинамические характеристики волнолетов на малых скоростях полета.

Таким образом, представляется целесообразным поиск компоновок ГЛА, сохраняющих в основном классическую конструкцию с размещением полезного объема в явно выделенном корпусе. При этом аэродинамические характеристики таких компоновок при малых и умеренных сверхзвуковых скоростях должны быть близки к характеристикам корпуса с крылом малого удлинения, а при гиперзвуковых скоростях должны обладать свойствами, сближающими их с волнолетами. Но решение этих проблем требует значительных теоретических и экспериментальных исследований.

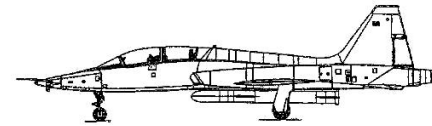
Как временное решение проблемы воздушного старта возможно применение сверхзвуковых ЛА, специально разработанных как разгонщики в транспортных космических системах, с характеристиками, допускающими их применение как с экономической, так и с технической точки зрения.

Ряд публикаций освещают вопрос использования существующих самолетов для запуска ракет-носителей с спутниками различной массы. В [7] исследована возможность использования уменьшенного носителя Pegasus XL для воздушного старта микроспутников с различных военных самолетов, таких, как Коготь Т-38А с размером носителя 1/3 Pegasus XL, Тайгер II F-5F с 1/2 размера носителя Pegasus XL, и Фантом F-4Е II с размером носителя 2/3 Pegasus XL. Полезная нагрузка была 17, 55 и 131 кг соответственно. Считается, что во всех трех случаях затраты для воздушного старта полезной нагрузки могут быть около 10 000\$ за фунт. Угол наклона траектории самолета-носителя на конечном участке перед пуском предполагался 60° на высоте 12500 м при скорости  $M < 1$ . Размещение ракет на самолетах показано на рис. 2, а параметры ракет в таблице 1.

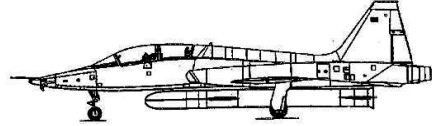
В [8] проанализирован запуск 800-килограммовой ракеты с 10-килограммовым нано-спутником в качестве полезной нагрузки с самолета МиГ-21 на 116-километровую орбиту.

Проводились исследования воздушного старта микроспутника с боевого самолета F-15 трехступенчатой ракеты. Среди них F-15 MSLV с ракетой 4500 кг, 6.7 м длиной, которая могла доставить 93-килограммовую полезную нагрузку на круговую 225-километровую орбиту [9], [10]. Аналогичная ракета весом 3900 кг, 6.2 м длиной, может доставить 75-килограммовую полезную нагрузку на 250-километровую орбиту при подобных начальных условиях [11]. Воздушный старт может происходить при скорости  $M=1,6$

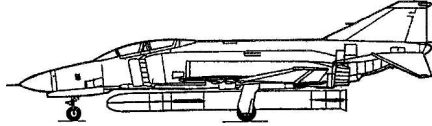
на высоте до 20000 м. Возможная конфигурация системы самолет-ракета показана на рис. 3.



T-38A Talon с ракетой 1/3 размера Pegasus XL



F-5F Tiger II с ракетой 1/2 размера Pegasus XL



F-4E Phantom II с ракетой 2/3 размера Pegasus XL

Рис. 2. Потенциальные носители для запуска уменьшенных ракет Pegasus XL

Таблица 1

Параметры ракет-носителей

Параметры	Pegasus XL			
	Полный размер	Размер 2/3	Размер 1/2	Размер 1/3
Длина, м	16,88	11,25	8,44	5,64
Диаметр, м	1,28	0,85	0,64	0,42
Размах крыла, м	6,7	4,48	3,35	2,22
Вес, кг	23130	6855	2890	656
Вес спутника, кг	443	131	55	16,5

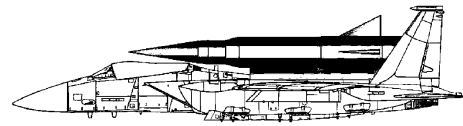


Рис. 3. Самолет-носитель F-15 Global Strike Eagle

Все эти концепции объединяет то, что все они используют твердотопливные ракетные двигатели. При этом ракета несет все топливо и окислитель.

Проводятся проектные исследования для создания дешевой пусковой установки маленьких спутников со способностью доставки 110-фунтовой (50 кг) полезной нагрузки на низкие околоземные орбиты в рамках проекта Responsive Access Small Cargo Affordable Launch (RASCAL). Целью концепции является создание нового оснащённого воздушно-реактивным двигателем самолета - носителя с турбореактивным двигателем повышенной мощности (как первой ступени многократного использования), чтобы доставить двухступенчатую ракету на высоту приблизительно 90 000 футов (27500 м) со скоростью около  $M=4$ . Затем, после пассивного полета приблизительно до высоты 130 000 футов (39600 м), происходит разделение ракеты и самолета-носителя, продолжается ее выход на орбиту, а самолет-носитель спускается для эвакуации и повторного использования. Наряду с предоставлением возможности быстрой доставки спутников военного назначения на орбиту, цель проекта RASCAL состоит в том, чтобы

иметь быстрый запуск (в пределах 24 ч) и по стоимости не больше, чем 22 000\$ за фунт полезной нагрузки. Как ожидается, полный взлетный вес системы составит приблизительно 22 000 фунтов (10000 кг), включая 6000 фунтов (2720 кг) для используемой ракеты.

В рамках исследования возможности использования серийного самолета-носителя для определения основных параметров разрабатываемого ЛА, рассмотрим статистические данные сверхзвуковых самолетов, определяющие уровень летных характеристик (табл. 2).

Таблица 2

Параметры сверхзвуковых самолетов

		МиГ-29	МиГ-29М	МиГ-35	МиГ-25П	МиГ-25РБ	МиГ-31	Су-27	Су-35	F-16	F-15C/D
Вес											
максимальный	кг	18480	22000	23500	41200	41200	46200	33000	34500	19187	30844
нормальный	кг	15240	16680	17500	36720	37000	41150	23250	25300	12003	20240
нагрузки	кг	3000	6720	6500			7560	6000	8000	5638	10705
Скорость											
максимальная	км/ч	2450	2450	2100	3000	3000	3000	2500	2400	2145	2655
крейсерская	км/ч	1000	1000	1000	2500	2500	2500	1000	1000	1000	1000
Практ. потолок	м	18000	17400	17500	20700	21000	22860	18500		17200	18300
Практ. дальн.	км	2900	3200	3000	1730	2400	3300	3680	4500	3943	1900

### Вывод

Анализ представленных данных позволяет сделать вывод о том, что среди серийных сверхзвуковых самолетов наилучшими характеристиками для обеспечения воздушного старта ракеты-носителя небольших размеров является истребитель МиГ-31.

В дальнейшем предполагается разработка специализированного сверхзвукового разгонного беспилотного летательного аппарата для микроспутника.

### Список литературы

1. Harris R.V. *The Outlook for Supersonic and Hypersonic Aircraft* / R.V. Harris // *Journal of Aircraft*, 29, no 1, 1992.
2. Кюхеман Д. *Аэродинамическое проектирование самолетов.* / Кюхеман Д. – М.: Машиностроение, 1983.
3. Nonweiler T.R.F. *Delta Wings of Shapes Amenable to Exact Shock-Wave Theory* / T.R.F. Nonweiler // *Journal of Royal Aeronautical Society*, 63, 1963.
4. Келдыш В.В. *Исследования течения в окрестности V-образных крыльев, образованных поверхностями тока за плоским скачком уплотнения* / В.В. Келдыш // *Известия АН СССР, МЖГ.* – N 4. – 1967.
5. Майкапар Г.И. *О выборе оптимальной формы сверхзвукового летательного аппарата* / Г.И. Майкапар // *Ученые записки ЦАГИ* 18. – N 1. – 1987.

6. Bowcutt K.G. *Viscous Optimized Hypersonic Waveriders* / K.G. Bowcutt, J.D. Anderson, D.Capriotti // *AIAA Paper* 87.– 0272, 1987.

7. Boltz F.W. *Low Cost Small Satellite Delivery System* / F.W. Boltz // *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 39, No. 5, 2002, pp. 818-820.

8. Savu G. *Micro, Nano and Pico satellites Launched from the Romanian Territory* / G. Savu // *Acta Astronautica*, Vol. 59, 2006, pp. 858 – 861.

9. Hague N. *Enabling Responsive Space: F-15 Microsatellite Launch Vehicle* / N. Hague, E. Siegenthaler, J. Rothman // *Proceedings of the Aerospace Conference, 2003. 2003 IEEE Volume 6, March 8-15, 2003, pp. 6\_2703 - 6\_2708, IEEEAC paper #1102.*

10. Rothman J. *Responsive Space Launch - The F-15 Microsatellite Launch Vehicle* / J. Rothman, E. Siegenthaler // *AIAA-LA Section/SSTC 2003-9002, 1st Responsive Space Conference, April 1-3, 2003. – Redondo Beach, CA.*

11. Socher A. *A Parametric Investigation of a Propulsion System for Air Launch of Micro-Satellites from a Combat Aircraft* / A. Socher, A. Gany // *The 48th Israel Annual Conference on Aerospace Sciences, February 27-28, 2008. – Tel Aviv & Haifa, Israel.*

Поступила в редколлегию 2.02.2012

**Рецензент:** к-т техн. наук проф. Ю.И. Миргород, Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков.

### АНАЛІЗ КОНЦЕПЦІЙ СТВОРЕННЯ ТРАНСПОРТНИХ ПОВІТРЯНО-КОСМІЧНИХ СИСТЕМ

В.Л. Кочуров, О.В. Соловьев, В.А. Безпалій

Проведено аналіз концепцій транспортних повітряно-космічних систем, створюваних для зниження вартості вивантаження вантажу на навколосезну орбіту, поліпшення оперативності запусків. Показано, що рішення проблеми повітряного старту можливо як застосуванням спеціально розроблених розгінних літальних апаратів, так і існуючих надзвукових літаків-носіїв із задовільними економічними і льотно-технічними характеристиками.

**Ключові слова:** розгінний літальний апарат, повітряно-космічна система, аеродинамічна компоновка, льотно-технічні характеристики.

### ANALYSIS OF CONCEPTIONS OF CREATION OF TRANSPORT AEROSPACE SYSTEMS

V.L. Kochurov, O.B. Solov'ev, V.A. Bespaliy

The analysis of conceptions of transport aerospace systems, created for the decline of cost of conclusion of pay load on a circumterrestrial orbit, improvement of starts operationability is conducted. It is rotined that decision of problem of air start possibly by both application of the specially developed starting aircrafts and existent supersonic airplanes-transmitters with satisfactory economic and flight descriptions.

**Keywords:** starting aircraft, aerospace system, aerodynamic arrangement, flight descriptions.