

УДК 621.45.02.024:05.054

В.В. ЛОГИНОВ¹, И.Ф. КРАВЧЕНКО², А.В. ЕЛАНСКИЙ²¹Харьковский университет Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба, Украина²ГП “Ивченко-Прогресс”, Запорожье

ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК РЕГИОНАЛЬНОГО ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЕТА С РАЗЛИЧНЫМИ ТРДД В СИСТЕМЕ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

В статье приведены результаты предварительных расчетных исследований по влиянию массогабаритных размеров двигателя в мотогондole на коэффициент лобового сопротивления типового регионального транспортного самолета. Исследования проведены для четырех двигателей в системе силовой установки с разными степенями двухконтурности, а соответственно и параметрами рабочего процесса. Летно-технические характеристики типового регионального транспортного самолета исследовались на основе типовой задачи, что предполагает профиль полета: разбег, взлет, набор высоты эшелона полета, крейсерский полет по высотам, снижение, полет по кругу, посадка, пробег. Предварительные результаты исследований показали, что применение двигателя со степенью двухконтурности $m \approx 8$ имеет большее значение коэффициента лобового сопротивления мотогондолы, чем двигатель с $m \approx 12$. Такой результат объясняется конструктивно-компоновочной схемой двигателя и газодинамикой потоков газа и воздуха. Обоснована необходимость проведения дальнейших исследований по влиянию интегративных свойств крыла и мотогондолы с разными двигателями на летно-технические характеристики регионального транспортного самолета.

Ключевые слова: региональный транспортный самолет, двигатель, силовая установка, коэффициент лобового сопротивления, интегративные свойства.

Введение

Перспективные транспортные самолеты, а также их модификации, создаются в сложных современных условиях, которые характеризуются ограниченным финансированием, конкурентной борьбой на мировом рынке авиационной техники, быстрой сменой поколений самолетов и двигателей к ним. При модернизации существующих и разработке новых транспортных самолетов детально анализируются не только потребности страны, но и возможная конъюнктура мирового авиационного рынка. Перспективный летательный аппарат (ЛА) должен удовлетворять современным техническим и экономическим требованиям и представлять интерес для потенциальных заказчиков с возможностью последующей модернизации.

Большинство стран мира заинтересованы, в первую очередь, в самолетах с высокой топливной эффективностью. В процессе модернизации самолета практически неизбежна замена двигателя в силовой установке. Данная задача представляет определенные трудности, что связано с появлением новых интегративных свойств у самолета с новыми двигателями [1]. Необходимо детально изучить и знать характеристики сразу двух подсистем ЛА – планера и силовой установки (СУ). Поэтому для укрепления

конкурентоспособности транспортного самолета научно-технические программы развития авиационных фирм мира направлены на совершенствование СУ и элементов планера самолета путем их интеграции [2 – 4].

Поэтому **целью статьи** является оценка аэродинамических характеристик мотогондолы с двигателем большой степени двухконтурности в системе регионального транспортного самолета.

Основная часть исследований

Оценка летно-технических характеристик транспортного самолета с разными двигателями в системе силовой установки предполагает исследование значений сопротивления мотогондол с этими двигателями в системе самолета [5].

К составным частям лобового сопротивления относятся профильное, волновое и индуктивное сопротивление [6 – 8]. Поскольку в данной работе проводится исследование транспортного самолета, то интерес представляют только дозвуковые скорости полета. При дозвуковых скоростях полета и малых углах атаки значительная часть лобового сопротивления приходится на профильное сопротивление. Для совершенных форм ЛА с точки зрения аэродинамического профилирования профильное сопро-

тивление определяется в основном сопротивлением трения [6]. Однако, если фюзеляж самолета имеет плоский донный срез или скошенную кормовую часть, то при обтекании за кормой образуется область разрежения и возникает донное сопротивление, дополняющее профильное сопротивление.

В системе самолета появляется сопротивление интерференции от взаимодействия потоков, обтекающих элементы самолета в областях сочленения.

Для расчета составляющих сил лобового сопротивления применяется различные методы. Определение профильного сопротивления ведется на основе теории пограничного слоя, волнового и индуктивного в рамках модели невязкого обтекания [6]. Широко используются также экспериментальные данные и полуэмпирические зависимости, в частности, для определения сопротивления интерференции и местных сопротивлений. При дозвуковых скоростях полета волновое сопротивление имеет очень малое значение.

Профильное сопротивление самолета определяется суммой сопротивлений изолированных его частей с учетом интерференции между ними. Расчетная формула для коэффициента профильного сопротивления имеет вид

$$C_{Xp} = C_{Xpф} \cdot \bar{S}_ф + k_T^* \cdot C_{Xpк} \cdot \bar{S}_к + k_T \cdot C_{Xpго} \cdot \bar{S}_го + C_{Xpво} \cdot \bar{S}_во + n \cdot k_{Гд} \cdot C_{Xpгд} \cdot \bar{S}_гд + k_T^* \cdot \Delta C_{Xpк(ф)} \cdot \bar{S}_к + k_T \cdot \Delta C_{Xpго(ф)} \cdot \bar{S}_го, \quad (1)$$

где $C_{Xpф}$, $C_{Xpк}$, $C_{Xpго}$, $C_{Xpво}$, $C_{Xpгд}$ – коэффициенты профильного сопротивления изолированных фюзеляжа, крыла, горизонтального оперения, gondoly двигателя;

$\Delta C_{Xpк(ф)}$ и $\Delta C_{Xpго(ф)}$ – коэффициенты дополнительного профильного сопротивления, обусловленного интерференцией крыла и горизонтального оперения с фюзеляжем;

$k_{Гд}$ – коэффициент интерференции gondoly двигателя с фюзеляжем или крылом;

n – число gondol;

k_T^* и k_T – коэффициенты торможения потока перед крылом и горизонтальным оперением;

$\bar{S}_ф$, $\bar{S}_к$, $\bar{S}_го$, $\bar{S}_во$, $\bar{S}_гд$ – отношения площадей миделя фюзеляжа, изолированного крыла, горизонтального оперения, миделя gondoly двигателя к характерной площади S .

Профильное сопротивление фюзеляжа рассмотрим как сопротивление эквивалентного тела вращения. Для учета конструктивных особенностей фюзеляжа, отличающих его от тела вращения, вводятся поправки.

Коэффициенты профильного сопротивления

фюзеляжа, крыла, мотогондолы с двигателем, горизонтального и вертикального оперения, определяются согласно работ [6 – 8].

Коэффициент профильного сопротивления фюзеляжа вычисляется по формуле

$$C_{Xpф} = C_{Xpртв} + \sum \Delta C_{Xpф}. \quad (2)$$

Первое слагаемое представляет собой профильное сопротивление эквивалентного тела вращения и определяется следующим образом:

$$C_{Xpртв} = C_f \cdot \eta_\lambda \cdot \eta_M \cdot \left(\frac{F_{бок}}{S_{мф}} \right), \quad (3)$$

где C_f – коэффициент сопротивления трения одной стороны плоской пластины в потоке несжимаемой жидкости при одинаковых с заданным фюзеляжем числе Рейнольдса Re и положении точки перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный \bar{x}_T .

Число Re фюзеляжа вычисляется по его длине l_ϕ и параметрам полета M_∞ , H .

Положение точки перехода зависит от многих факторов, из которых главными являются числа Re и M_∞ , форма образующей боковой поверхности фюзеляжа, чистота (шероховатость) поверхности, начальная турбулентность набегающего потока; при умеренных и больших сверхзвуковых скоростях полета учитывать и температуру поверхности.

Множители η_λ и η_M в формуле (3) определяют вклад сил давления и эффекта сжимаемости в профильное сопротивление фюзеляжа.

Профильное сопротивление gondoly двигателей рассчитывается по формуле, аналогичной (1):

$$C_{Xpгд} = C_{Xpртвгд} + \sum \Delta C_{Xpгд}, \quad (4)$$

$$C_{Xpртвгд} = C_f \cdot \eta_\lambda \cdot \eta_M \cdot \left(\frac{F_{гд}}{S_{гд}} \right). \quad (5)$$

Числа Рейнольдса определяются по длине gondoly $l_{гд}$ как $Re = M_\infty \cdot l_{гд} \cdot f(H)$.

Считается оправданным на начальных этапах проектирования профильное сопротивление элементов самолета вычислять при $\bar{x}_T = 0$, несколько завышая при этом суммарную величину лобового сопротивления. Выбор силовой установки по завышенному сопротивлению создает избыток тяги, гарантируя при этом получения требуемых летных характеристик.

Источниками слагаемых $\Delta C_{Xpгд}$ коэффициентов дополнительного сопротивления gondoly являются:

– установка ТРДД $\Delta C_{Xpгд} = 0$;

– система реверса тяги $\Delta C_{Xpгд} = 0,075 \cdot C_{Xpртвгд}$;

– эксплуатационные и технические окна, щели и отверстия на поверхности gondoly

$$\Delta C_{Xpгд} = 0,01 / S_{гд}.$$

Определяется коэффициент профильного сопротивления гондолы двигателя $C_{X_{ргд}}$, подставляя в формулу (4) полученные ранее значения.

Источником дополнительного сопротивления являются места сочленения несущих поверхностей (крыла, горизонтального оперения) с фюзеляжем и расположение гондол двигателей на фюзеляже. Связанное с этим повышение профильного сопротивления учитывается в формуле коэффициентами $\Delta C_{X_{рк(ф)}}$ и $\Delta C_{X_{рго(ф)}}$ и множителем $k_{гд}$.

Формулы для расчета коэффициентов дополнительного сопротивления от взаимного влияния крыла и оперения имеют следующий вид:

$$\Delta C_{X_{рк(ф)}} = k_{инт} \cdot C_{X_{рк}} \cdot \left(\frac{\Delta S_{кр}}{S_{кр}} \right), \quad (6)$$

$$\Delta C_{X_{рго(ф)}} = k_{инт} \cdot C_{X_{рго}} \cdot \left(\frac{\Delta S_{го}}{S_{го}} \right), \quad (7)$$

где $C_{X_{рк}}$ и $C_{X_{рго}}$ – коэффициенты профильного сопротивления изолированного крыла и горизонтального оперения;

$\Delta S_{кр}$ и $\Delta S_{го}$ – подфюзеляжные части площади крыла и оперения;

$k_{инт}$ – коэффициент интерференции крыла или оперения с фюзеляжем.

Основными факторами, влияющими на коэффициент интерференции, являются схема расположения несущей поверхности на фюзеляже и форма поперечного сечения фюзеляжа.

При любых скоростях полета воспользуемся значением $k_{инт} = 0,075$ (для высокоплана, фюзеляж круглого сечения) и $k_{инт} = 0$ (для схемы Т – образного оперения).

Увеличение профильного сопротивления гондолы двигателя, расположенного около поверхности фюзеляжа, определяется множителем

$$k_{гд} = 1 + 0,3 \cdot n + 0,05 \cdot (n - 1) \cdot (n - 2) \cdot (n - 4),$$

где n – число гондол.

При размещении гондолы на крыле величина $k_{гд} = k_1 \cdot k_2 \cdot k_3$. Значения множителей определяются:

$$k_1 = 1 + 0,05 / \left(6h^2 + 1 \right) + 8,6 \cdot h^2 \cdot e^{-4 \cdot h^2};$$

$$k_2 = 1 + 0,8 \cdot e^{-0,5 \cdot (\bar{a} - 1)^2};$$

$$k_3 = 1 + 0,6 \cdot \lambda_{гд} / \left(\lambda_{гд}^2 + 16 \cdot \bar{x}_{гд}^2 \right),$$

где k_1 – множитель, что учитывает смещение гондолы по нормали к плоскости крыла;

k_2 – множитель взаимного влияния двух гондол, расположенных на одной консоли крыла;

k_3 – множитель смещения гондолы вдоль хорды крыла;

h – смещение гондолы вдоль хорды крыла;

$\lambda_{гд}$ – удлинение гондолы.

При расположении на консоли крыла только одной гондолы значение $k_2 = 1$. Далее по известным значениям составляющих формулы коэффициента профильного сопротивления находится коэффициент профильного сопротивления ЛА.

На основе разработанной математической модели создан программный комплекс, который позволяет провести оперативную оценку коэффициента профильного сопротивления мотогондолы в системе ЛА по этапам маршрута.

В качестве объекта исследования выбран типовой региональный транспортный самолет с максимальной удельной нагрузкой на крыло $p_0 \approx 4200 \text{ Н/м}^2$ и стартовой тяговооруженностью $\mu \approx 0,27$. Исследуемый самолет по конструктивно-компоновочной и аэродинамической схеме подобный транспортному самолету типа Ан-74ТК-300. Проведены расчетные исследования коэффициента профильного сопротивления самолета с разными вариантами двигателей, что приведены в табл. 1.

При проведении исследований приняты допущения:

– с установкой нового двигателя размеры мотогондолы изменяются, а прочностные параметры и размеры пилона остаются постоянными;

– при проведении всех исследований масса ЛА остается постоянной (с изменением массы двигателя изменяется масса топлива на борту самолета).

Таблица 1

Характеристики двигателей в относительном виде

Двигатель	ТРДД-1	ТРДД-2	ТРДД-3	ТРДД-4
Взлетный режим $H_n=0; M_n=0; MCA$				
P , кгс	1	1,142	1,098	1,086
$C_{уд}$, кг/кгс ч	1	0,681	0,792	0,806
m	1 (4,75)	2,547	1,705	1,691
$\pi_{к\sigma}^*$	1	1,399	1,550	1,649
$G_{в\sigma}$, кг/с	1	1,545	1,180	1,224
Крейсерский режим $H_n=11000 \text{ м}, M_n=0,8$				
P , кгс	1	1,035	1,035	1,138
$C_{уд}$, кг/кгс ч	1	0,805	0,835	0,836
Габаритно-массовые характеристики				
$D_{в}$, мм	1	1,292	1,114	1,114
$M_{дв}$, кг	1	1,214	1,118	1,118

Расчет летно-технических характеристик ЛА был выполнен на основе типовой задачи, что включает этапы: запуск, прогрев, руление; разбег; взлет до высоты круга; разгон до скорости набора высоты;

набор высоты эшелона полета; крейсерский полет по высотам; снижение до высоты круга; полет по кругу; заход на посадку; посадка; пробег; за руливание [9, 10]. При формировании исходных данных для выполнения задачи определялись массовые и временные характеристики самолета, а также параметры рассматриваемых двигателей силовой установки [11 – 13].

Выводы по исследованию

На каждом этапе полетного цикла проведен расчет коэффициента профильного сопротивления мотогондолы с двигателем в системе самолета (табл. 2). Для сравнения приведены результаты вычисления профильного сопротивления ЛА с разными двигателями (табл. 3).

Таблица 2

Коэффициент профильного сопротивления мотогондолы в системе ЛА

Этап полета	М	Схр г.д.			
		ТРДД-1	ТРДД-2	ТРДД-3	ТРДД-4
Разбег	0,22632	0,02240	0,02438	0,02194	0,02194
Взлет до высоты круга	0,30257	0,02940	0,02975	0,03082	0,03082
Разгон до скорости набора высоты	0,34440	0,02567	0,02596	0,02695	0,02695
Набор высоты эшелона полета	0,52753	0,01784	0,01798	0,01881	0,01881
Крейсерский полет по высотам	0,73917	0,01714	0,01740	0,01815	0,01815
Снижение до высоты круга	0,55391	0,01793	0,01811	0,01892	0,01892
Полет по кругу	0,28700	0,02544	0,02563	0,02666	0,02666
Заход на посадку	0,19219	0,02898	0,02909	0,03026	0,03026
Посадка	0,18759	0,05118	0,05148	0,05307	0,05307
Пробег	0,08156	0,04881	0,04861	0,05037	0,05037

Таблица 3

Коэффициент профильного сопротивления ЛА с разными двигателями

Этап полета	М	Схр ЛА			
		ТРДД-1	ТРДД-2	ТРДД-3	ТРДД-4
Разбег	0,22632	0,02240	0,02438	0,02194	0,02194
Взлет до высоты круга	0,30257	0,01577	0,01701	0,01552	0,01552
Разгон до скорости набора высоты	0,34440	0,01456	0,01564	0,01434	0,01434
Набор высоты эшелона полета	0,52753	0,01240	0,01314	0,01226	0,01226
Крейсерский полет по высотам	0,73917	0,01219	0,01292	0,01206	0,01206
Снижение до высоты круга	0,55391	0,01240	0,01315	0,01226	0,01226
Полет по кругу	0,28700	0,01460	0,01565	0,01438	0,01438
Заход на посадку	0,19219	0,01592	0,01710	0,01565	0,01565
Посадка	0,18759	0,02415	0,02625	0,02364	0,02364
Пробег	0,08156	0,02395	0,02586	0,02343	0,02343

Предварительные исследования зависимости коэффициента профильного сопротивления мотогондолы на разных режимах полета ЛА показывают, что величина сопротивления в большей степени зависит от конструктивно-компоновочной схемы мотогондолы [12, 13].

Наименьшее значение коэффициента профильного сопротивления имеет мотогондола с двигателем ТРДД-1, затем с двигателями ТРДД-2, ТРДД-3 и ТРДД-4. ТРДД-1 по своим параметрам близок к уровню современных ТРДД эксплуатирующихся на легких транспортных и региональных самолетах. Особенностью двигателей ТРДД-3 и ТРДД-4 является полная конструктивная идентичность, разница в тяговых характеристиках достигается за счет заложенных, в конструкцию, запасов прочности и различных законов управления.

Отмечается тот факт, что двигатель ТРДД-2 практически на всех этапах полета имеет меньшее значение коэффициента профильного сопротивления, чем двигатели ТРДД-3 и ТРДД-4. Однако двигатель ТРДД-2 имеет степень двухконтурности в 2,5 раза больше, чем двигатель ТРДД-1 и в 1,7 раза больше, чем двигатели ТРДД-3 и ТРДД-4.

Такая ситуация объясняется наличием меньшей площади поверхности мотогондолы, омываемой потоком воздуха на разных режимах полета.

Однако при рассмотрении зависимости коэффициента профильного сопротивления ЛА с разными двигателями в системе самолета наблюдается другой результат.

На всех этапах полета коэффициент профильного сопротивления ЛА с двигателем ТРДД-2 оказался хуже, чем с остальными.

Такой результат определения коэффициента сопротивления, объясняется наличием интерференции крыла и мотогондолы.

Перспективы дальнейших исследований

Для получения окончательных результатов необходимо провести исследования по взаимному влиянию геометрических и газодинамических параметров мотогондолы и крыла ЛА. При этом необходимо выделить влияние размещения мотогондол относительно крыла и фюзеляжа.

В первую очередь это будет касаться ТРДД-2, у которого удельный расход почти на 20 % меньше, чем у ТРДД-1.

Рациональное размещение мотогондолы на элементах планера ЛА позволит реализовать экономический потенциал, что заложен в термодинамических параметрах и конструктивной схеме двигателя силовой установки.

Литература

1. Логинов, В.В. Комплексный подход по формированию технического облика силовой установки, интегрируемой в планер, при синтезе летательного аппарата [Текст] / В.В. Логинов // *Интеграція технології та енергозбереження*. – Х.: НТУ "ХП", 2009. – Вып. 2. – С. 88 – 99.
2. Работы ведущих авиационных двигателестроительных компаний по созданию перспективных авиационных двигателей [Текст] / Под общ. ред. В.А. Скибина. – М.: ЦИАМ, 2004. – 254 с.
3. *Jane's Aero-Engines* [Текст] / Edited by Bill Gunston. – OBE, FRAeS, March, 2005. – 750 p.
4. Дональд, Д. Энциклопедия военной авиации [Текст] / Дэвид Дональд, Йон Лейк. – Пер. с англ. А. Бердов, И. Мальцев, А. Алексеев. – М.: Омега, 2003. – 443 с.
5. Терещенко, Ю.М. Інтеграція авіаційних силових установок і літальних апаратів [Текст] / Ю.М. Терещенко, М.С. Кулик, В.В. Панін. – К.: Нац. авіац. ун-т, 2009. – 344 с.
6. Краснов, Н.Ф. Основы аэродинамического расчета [Текст] / Н.Ф. Краснов. – М.: Высшая школа, 1981. – 496 с.
7. Проектирование самолетов [Текст] / С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев и др.; под ред. С.М. Егера. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.
8. Торенбик, Э. Проектирование дозвуковых самолетов [Текст] / Э. Торенбик. – М.: Машиностроение, 1983. – 648 с.
9. Флоров, И.Ф. Методы оценки эффективности применения двигателей в авиации [Текст] / И.Ф. Флоров // *Труды ЦИАМ № 1099*. – 1985. – 260 с.
10. Югов, О.К. Основы интеграции самолета и двигателя [Текст] / О.К. Югов, О.Д. Селиванов. – М.: Машиностроение, 1989. – 304 с.
11. Авиационные двигатели [Текст] / Под ред. И.Г. Шустова. – М.: ООО ИД "Аэросфера". 2007. – 328 с.
12. Трехвальный турбореактивный двухконтурный двигатель АИ-28. Техническое предложение. 6280000000 ПЗПТ [Текст] / Запорожье.: ГП «Ивченко-Прогресс», 2009. – 556 с.
13. Двигатель Д-436-148 турбореактивный двухконтурный. Высотно-скоростные характеристики (Редакция 2). Техн. отчет Т/о №149/2006-436-148 [Текст]. – Запорожье: ГП «Ивченко-Прогресс», 2006. – 44 с.

Поступила в редакцию 1.06.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф. С.В. Епифанов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков.

ДОСЛІДЖЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК РЕГІОНАЛЬНОГО ТРАНСПОРТНОГО ЛІТАКА З РІЗНИМИ ТРДД В СИСТЕМІ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ

В.В. Логінов, І.Ф. Кравченко, О.В. Єланський

В статті приведені результати попередніх розрахункових досліджень по впливу масо-габаритних розмірів двигуна в мотогондолі на коефіцієнт лобового опору типового регіонального транспортного літака. Дослідження проведені для чотирьох двигунів в системі силової установки з різними ступенями двоконтурності, а відповідно і параметрами робочого процесу. Льотно-технічні характеристики типового регіонального транспортного літака досліджувалися на основі типової задачі, що припускає профіль польоту: розгін, зліт, набір висоти ешелону польоту, крейсерський політ по висотах, зниження, політ по колу, посадка, пробіг. Попередні результати досліджень показали, що застосування двигуна із ступенем двоконтурності $m \approx 8$ має більше значення коефіцієнта лобового опору мотогондолою, ніж двигун з $m \approx 12$. Такий результат пояснюється конструктивно-компонувальною схемою двигуна та газодинамікою потоків газу і повітря. Обґрунтована необхідність проведення подальших досліджень по впливу інтеграційних властивостей крила і мотогондолою з різними двигунами на льотно-технічні характеристики регіонального транспортного літака.

Ключові слова: регіональний транспортний літак, двигун, силова установка, коефіцієнт лобового опору, інтеграційні властивості.

ANALYSES OF AERODYNAMIC PARAMETERS OF REGIONAL PASSENGER AIRPLANE WITH DIFFERENT TFE IN THE SYSTEM OF POWER PLANT

V.V. Loginov, I.F. Kravchenko, A.V. Yelanskiy

This article considers the results of preliminary calculations to ascertain the influence of overall engine sizes in the nacelle on the drag factor of a typical transport airplane. Calculations were done for four engines in power plant system with different bypass ratios, and consequently with different working cycle parameters. Flight characteristics of the typical transport airplane were researched basing on a typical task, which supposes flight profile: takeoff roll, takeoff, climbing to the cruise altitude, cruise flight of different altitudes, descent, circling, landing, landing roll. Initial results of the research showed that engine with bypass ratio $m=8$ application has higher drag factor of the nacelle than with bypass ratio $m=12$. This result can be accounted for structural scheme of the engine and air- and gasflow dynamics. The necessity of research continuation about integrative wing and nacelle properties with different engines on flight characteristics of the transport airplane is substantiated.

Key words: regional sky truck, engine, power-plant, coefficient of head-resistance, integrative properties.

Логінов Василь Васильевич – д-р техн. наук, старший научный сотрудник, доцент кафедры инженерно-авиационного факультета, Харьковский университет Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба, Харьков, e-mail :– astravek@mail.ru.

Кравченко Игорь Федорович – канд. техн. наук, доцент, Генеральный конструктор ГП “Ивченко-прогресс”, Запорожье.

Єланський Александр Витальевич – начальник бригады – заместитель начальника отдела перспективных разработок, ГП “Ивченко-прогресс”, Запорожье, e-mail – a.elanskiy@ivchenko-progress.com.