

УДК: 629.735 (33 + 35).001

Л.Г. Фортинов*ТАНТК им. Г.М. Бериева, Россия***КРИТЕРИИ ОЦЕНКИ СОВЕРШЕНСТВА
ДОЗВУКОВЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

В докладе рассматриваются комплексные критерии оценки энергетического и конструктивного совершенства дозвуковых летательных аппаратов (ЛА) – использование энергии топлива T_e , энергетического совершенства VaF и транспортный – U . Показано, что критерии VaF и U более полно и комплексно оценивают качества ЛА, чем распространенный критерий T_e .

транспортировка грузов, летательный аппарат, критерии оценки

В процессе совместной работы с выдающимся отечественным ученым и авиаконструктором Р.Л. Бартини [1] и на основании анализа работ многих специалистов в области транспортных машин [к примеру, 2,3] стало ясно, что гениальная работа С. Карно по определению идеальной работы в области тепловых двигателей является закономерной только для двигателя. В то же время, при его использовании на конечный эффект – транспортирование груза – влияет множество факторов, зависящих от параметров движителя, аэродинамических и весовых характеристик машины и др. Например, если изящный легковой лимузин оснастить большими тракторными колесами и попробовать на нем быстро ездить, то станет очевидным бессмысленность сжигания топлива, даже при высоком коэффициенте полезного действия (КПД) двигателя, установленного на нем. Мало того, цена автомобиля является свидетельством крупных затрат, произведенных фирмами разработчика и изготовителя, к которым прибавляется стоимость потребляемого в эксплуатации горючего. Кроме этого, при нынешней напряженности в экологических отношениях с окружающей средой назрела необходимость в комплексе оценки совершенства транспортной машины учитывать приносимую машиной совокупную пользу или вред для экологии.

В многочисленных работах специалистов ТАНТК [4 – 7 и др.] были опубликованы обоснования для оценки технического уровня транспорт-

ных машин: а) в сравнении с идеальными значениями мощности для грузоперевозки (критерий энергетического совершенства BaF) и б) в сравнении с достигнутыми в мире показателями по удельному транспортному критерию (критерий конструктивного совершенства \bar{U}). Более того, для морских самолетов критерий \bar{U} был дополнен для учета вероятности эксплуатации самолета на плаву [8, 9], что позволило сравнивать между собой морские самолеты и сделало бессмысленными попытки приносить к оценке их качеств показатели аэродромных (сухопутных) самолетов.

Целью настоящего доклада является познакомить слушателей с указанными комплексными критериями BaF , \bar{U} и сравнить их с наиболее распространенным для транспортных и пассажирских самолетов критерием эффективности энергии топлива [10]:

$$T_e = \frac{m_g L_g}{m_t}, \quad (1)$$

где T_e – эффективность энергии топлива; m_t – масса израсходованного топлива; m_g – масса груза; L_g – дальность его перевозки.

Анализ (1) для многих самолетов позволяет сделать вывод, что его величина зависит от взлетной массы и скорости полета, отчего сравнивать самолеты с различными указанными параметрами с помощью зависимости (1) неверно. Поэтому в наших работах была определена зависимость T_e от взлетной массы, являющейся более активной в определении летно-технических параметров, по отношению к значениям по которой определялась относительная эффективность использования энергии топлива \bar{T}_e которую можно использовать для сравнения и ранжирования самолетов по энергетической экономичности.

Критерий энергетического совершенства BaF является аналогом общеизвестного коэффициента полезного действия (КПД) в механике – η [11]. Он представляет отношение мощности \bar{A}_S , необходимой для перевозки груза заданной массы с требуемой скоростью, к затраченной мощности W :

$$BaF = \eta = \frac{\bar{A}_S}{W}. \quad (2)$$

Для простейшей модели перемещения груза (но не транспортной ма-

шины!) с массой m_g по твердой поверхности с коэффициентом трения f величина преодолеваемой силы трения F равна

$$F = m_g f. \quad (3)$$

Необходимая для перемещения груза со скоростью V мощность \bar{A}_S :

$$\bar{A}_S = F V = m_g f V. \quad (4)$$

Для летательных аппаратов коэффициент трения f :

$$f = \frac{1}{K}, \quad (5)$$

где K – крейсерское аэродинамическое качество летательного аппарата с массой m_g .

Следовательно, упрощенно:

$$\bar{A}_S = m_g V / K. \quad (6)$$

Однако подобная механическая модель, практически простая для определения \bar{A}_S , является приближенной, так как величину K приходится брать по статистическим данным для самолетов типа анализируемого. Более строгой является модель «Эквивалентного тела» (ЭТ), в которой груз уложен в каплеобразное тело, имеющее минимальное аэродинамическое сопротивление при полете на анализируемом режиме (рис. 1).

Поскольку неделимый объем груза определяет объем ЭТ, у которого длина и значения диаметров сечения по длине зависят от объема, мы определяем лобовое аэродинамическое сопротивление ЭТ при скорости V и плотности воздуха ρ на высоте крейсерского полета, умножив которое на скорость, получаем идеальное значение мощности для перевозки груза \bar{A}_S :

$$\bar{A}_S = (Q_{x\ et})_g \cdot V = 1,813 \cdot 10^{-5} \cdot C_x \cdot \rho \cdot V^3 \cdot E_g^{0,66}, \quad (7)$$

где $(Q_{x\ et})_g$ – лобовое сопротивление ЭТ; C_x – коэффициент лобового сопротивления ЭТ (для ЭТ И-721 [12] величина $C_x = 0,032$); E_g – неделимый объем груза.

Для того, чтобы понять, что меньше \bar{A}_S получить мощность на перевозку груза нельзя, представим себе груз в виде группы пассажиров. Общий минимальный объем груза, определяющий объем, размеры и потребляемую мощность на транспортирование ЭТ, будет, если пассажиров уложить внутри ЭТ горизонтально. Разумеется, в реальной жизни людей так

перевозить неудобно, – нужны комфортные позы и объемы существования. Тогда объем ЭТ и, следовательно, \bar{A}_S возрастет. Аналогично, если учитывать конструктивные элементы летательного аппарата – фюзеляж, крыло, силовые установки и т. п., величина потребной мощности возрастет. Но для расчета КПД нам необходимо только минимальное значение \bar{A}_S , которым является определяемое по (6) идеальное значение.

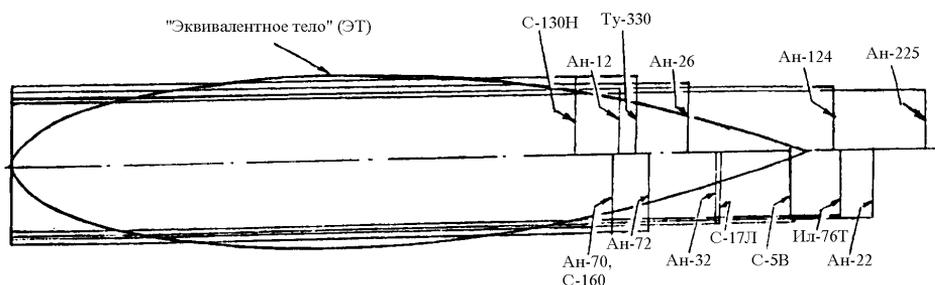


Рис. 1. Совмещенные размеры грузовых кабин транспортных реактивных самолетов и единого ЭТ

Величина затраченной мощности \bar{W} будет тем больше, чем больше затраты энергии топлива силовой установкой летательного аппарата, зависящие от названных “довесков” для перевозки собственно летательного аппарата с грузом внутри, экипажем и топливом (а не груза в отдельности), от реального аэродинамического качества аппарата и весового совершенства конструкции, от экономичности двигателей силовой установки. Но это – только затраты энергии топлива на работу силовой установки в крейсерском полете, характеризующиеся часовым расходом топлива. Затраты, сделанные для обеспечения создания летательного аппарата, его испытаний, производства в серии, создания необходимой инфраструктуры для эксплуатации, польза или вред от взаимодействия с окружающей средой также должны быть учтены в определении \bar{W} . Если предположить, что цена летательного аппарата Z учитывает все указанные затраты, приходящиеся на один аппарат, то, разделив ее на удельную стоимость топлива в момент расчета \bar{C}_Z , мы определим эквивалентное затратам количество топлива Q_{ET} :

$$Q_{ET} = Z / \bar{C}_Z. \quad (8)$$

Разделив это количество на налет летательного аппарата T , мы получим эквивалентный дополнительный часовой расход топлива \bar{Q}_{ET} , который учитываем в величине \bar{W} :

$$\bar{W} = A q \left[\frac{Q_{ET}}{T} + \bar{m}_T \right] = A q \left[\bar{Q}_{ET} + \bar{m}_T \right], \quad (9)$$

где A – механический эквивалент теплоты; q – теплотворная способность топлива.

Таким образом, зависимость для определения критерия BaF по схеме с использованием ЭТ будет [13]:

$$BaF = \frac{\bar{A}_s}{\bar{W}} = 1,813 \cdot 10^{-5} \cdot C_x \cdot \rho \cdot V^3 \cdot E_g^{0,66} / A q \left[\bar{Q}_{ET} + \bar{m}_T \right]. \quad (10)$$

Критерий BaF является комплексным технико-экономическим критерием, способным оценивать, насколько идеальные значения мощности, потребной для транспортных перевозок в заданных условиях, меньше реальных затрат энергии топлива с учетом создания, эксплуатации и утилизации летательного аппарата и инфраструктур для его использования, взаимодействия с окружающей средой на всех этапах жизни транспортной системы. Благодаря ему, мы вполне обоснованно можем судить об энергетическом совершенстве самолета: чем больше BaF , тем выше его энергетический КПД для общества в целом, а не только для отдельно взятого полета.

Упрощенно значение BaF при \bar{A}_s с использованием зависимости (6) примет вид

$$BaF = \frac{m_g V}{K A q \left[\bar{Q}_{ET} + \bar{m}_T \right]}. \quad (11)$$

Умножив обе части уравнения (11) на время крейсерского полета τ и, сведя постоянные величины в коэффициент N , мы получим:

а) в числителе – произведение $m_g V \tau = m_g L_g$, выражающее виртуальную работу по перевозке груза в критерии эффективности энергии топлива (1);

б) в знаменателе – произведение часовых расходов топлива на время полета, равное количеству израсходованного топлива $m_T = \left[\bar{Q}_{ET} + \bar{m}_T \right] \tau$;

в) величину $N = [K A q]^{-1}$.

Значение (11) с учетом (1):

$$BaF = N \frac{m_g L_g}{m_t} = N T_e. \quad (12)$$

Как видно, разработанный критерий BaF принципиально соответствует традиционному критерию T_e . Вместе с тем, очевидно, что он является гораздо более основательным при оценке энергетического совершенства летательных аппаратов, так как учитывает в $m_T = [\bar{Q}_{ET} + \bar{m}_T]$ τ значительно более широкий круг затрат энергии топлива, неминуемых при введении транспортной машины в транспортную систему и включающих все, что связано с ее жизнью и взаимодействием с окружающей средой. В более строгом виде – по схеме ЭТ – критерий BaF , благодаря сравнению всех действительных затрат энергии топлива с идеальными, необходимыми для грузоперевозок, является фундаментальным для оценки энергетического совершенства не только летательных аппаратов, но и самодвижущихся транспортных машин любых видов. Более того, приближенные расчеты по различным видам транспортных машин свидетельствуют об удручающе малом КПД использования энергии топлива в сравнении с идеальными значениями (рис. 2).

Вообще говоря, по рис. 2 видно, что увеличение валовой производительности, напрямую связанной со стартовой массой транспортных машин, приводит к росту КПД их использования, т.е. эффективности использования энергии топлива. Иными словами, крупные транспортные средства более экономичны, чем малые. И сравнивать показатели транспортных ЛА с различными массами и валовыми производительностями некорректно. Необходимо сравнивать отношения натуральных величин к предельным, уровневым, что позволяет говорить о совершенстве каждой машины в своем классе масс.

Еще один комплексный критерий оценки транспортного совершенства летательных аппаратов был получен из предложенного Р.Л. Бартини транспортного критерия \bar{P} [1]:

$$\bar{P} = \frac{m_g}{m_0} \cdot V \cdot L_g, \quad (13)$$

где в дополнение к вышеприведенным обозначениям m_0 – взлетная масса летательного аппарата).

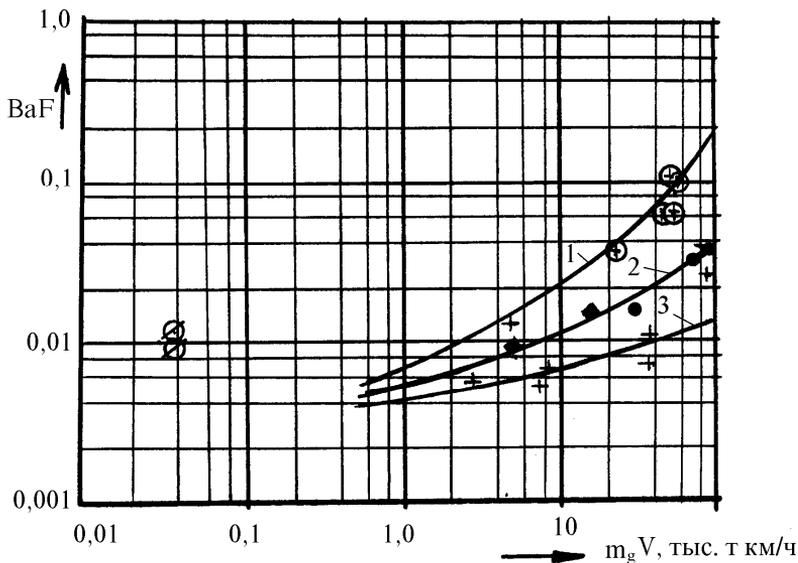


Рис. 2. Значения $BaF(m_g V)$ для различных видов ТМ:

- 1, ⊕ – водоизмещающие суда; 2, • – пассажирские самолеты;
3, + – военные самолеты; 4, ◆ – самолеты-амфибии; ∅ – автомобили

Анализ взаимосвязи массы груза m_g и дальности его перевозки без дозаправки топливом L_g показал, что существующие транспортные самолеты эксплуатируются с большими грузами на сравнительно наибольших дистанциях, а пассажирские – наоборот. Во всяком случае, установить закономерность этой связи при имеющемся многообразии сочетаний не удалось. Проведенный поиск максимума произведения $(m_g L_g)$, определяющий максимум критерия \bar{P} , позволил выявить единственное для каждого самолета максимально возможное значение \bar{P} при величинах m_g и L_g , оптимальных по отношению к максимальной грузоподъемности m_m и расчетной максимальной дальности полета L_m (рис. 3, 4):

$$(m_g)_{opt} = (m_t)_{opt} = 0,5 m_m; \quad (14)$$

$$(L_g)_{opt} = 0,5 L_m. \quad (15)$$

(Этот вывод полностью совпал с выводом М. Тэрри, сделанном на основании других предпосылок [2]).

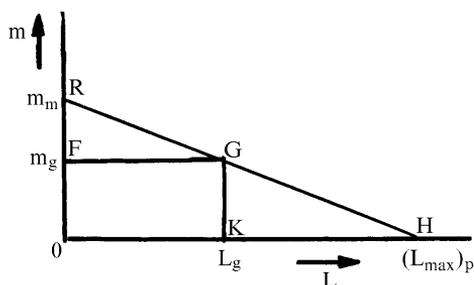


Рис. 3. Линейная модель зависимости $m_g(L_g)$ для самолетов

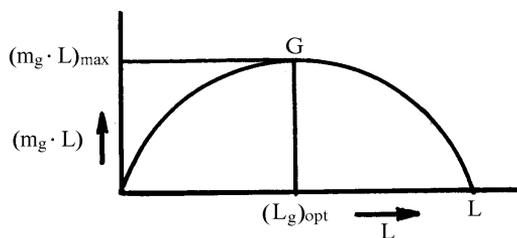


Рис. 4. Зависимость произведения $(m_g L_g)$ от L

При этом максимальное значение \bar{P} превращается в

$$U = 0,25 \bar{m}_0 L_m V, \quad (16)$$

где \bar{m}_0 – весовая отдача, т.н. отношение максимальной грузоподъемности m_m , равной сумме массы груза m_g и массы топлива m_T , к взлетной массе m_0 .

Нанесение на поле множеств « $U - m_0$ » статистических значений U самолетов, мы получаем возможность математически описать в виде параболы (рис. 5), огибающей расчетную зависимость $U_{\max} = U(m_0)$, в форме

$$U_{\max} = A (m_0)^\alpha, \quad (17)$$

(так же определяются «средневзвешенные» значения U_{nom}).

Полученная огибающая является максимальным уровнем по величине критерия U , достигнутым технологией самолетостроения на период обработки статистических параметров. По отношению к нему для определенной взлетной массы m_0 мы можем устанавливать в относительных величинах уровень совершенства того или иного самолета и сравнивать самолеты по его величине между собой, независимо от величины массы:

$$\bar{U}_{LA} = \frac{U}{U_{\max}}. \quad (18)$$

Отвлекаясь от специфических мореходных свойств морских самолетов, учитывая вытекающее из величины m_m для оптимальных параметров грузоперевозки равенство массы груза $(m_g)_{opt}$ оптимальной массе топлива $(m_T)_{opt}$, зависимость (16) мы можем представить в конечном виде как

$$U = 0,25 \bar{m}_0 L_m V = 0,5 \bar{m}_0 V T_e. \quad (19)$$

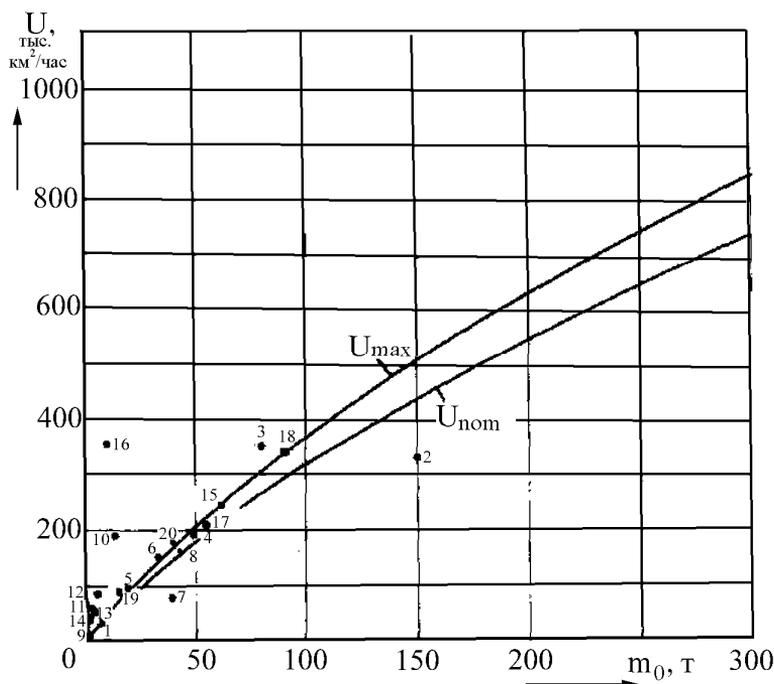


Рис. 5. Результаты расчетов критерия U для реактивных и турбовинтовых ЛА ГА и зависимости $U_{max}(m_0)$, $U_{nom}(m_0)$:
1 – SR/A1; 2 – SR/45; 3 – XP6M; 4 – Бе-10; 5 – P-1; 6 – Бе-12; 7 – PS-1;
8 – US-1A; 9 – TR1; 10 – Do24A; 11 – «Эвалон-680»; 12 – G21C;
13 – Си-Стар; 14 – «Супер-Виджеон»; 15 – XP5Y-1; 16 – «Долфинер»;
17 – SH-5; 18 – А-40; 19 – CL-415; 20 – Бе-200

Таким образом, критерий \bar{U}_{LA} , как вытекает из (19), более полно оценивает способность летательного аппарата к грузоперевозкам, чем критерий \bar{T}_e , не учитывающий ни весовой отдачи \bar{m}_0 , ни скорости полета V .

Подобное заключение основано на том, что равенство уравнений (16) и (17) позволяет решить одну из важнейших задач синтеза облика летательного аппарата – определения его взлетной массы по задаваемым параметрам грузопотока. Наличие зависимости $U_{max} = U(m_0)$ и рассчитанной взлетной массы позволяет также определять прототипы и аналоги намеченного к разработке самолета.

Все это также является свидетельством удивительной прозорливости Р.Л. Бартини, предложившего транспортный критерий, физический смысл которого, несмотря на получаемую после сокращений непонятную мно-

гим размерность – тыс. квадратных км в час, – предельно ясен. Это – удельная (на единицу взлетной массы m_0) валовая производительность перевозки (произведение массы груза на скорость перевозки $m_g V$), обеспечиваемая на дальности перевозки груза L_g .

Сделаем заключение по материалам доклада.

1. Критерий эффективности энергии топлива T_e является оценочным критерием первого приближения для самолетов близкой массы, скорости, высоты полета и весовой отдачи.

2. Критерий T_e вследствие его зависимости от взлетной массы ЛА, может быть использован для приближенного установления и сравнения технического уровня самолетов путем определения его отношения к максимальному расчетному статистическому критерию $(T_e)_p$, т.е. расчетом \bar{T}_e .

3. Критерий оценки энергетического совершенства BaF является наиболее полным технико-экономическим критерием для оценки технического уровня ЛА. Однако экономическая база (из-за нестабильности курсов валют и цены самолетов, недостаточно систематизированных других затрат и отсутствия методологии оценки взаимодействия с окружающей средой и др.) для его расчетов пока недостаточно накоплена. В связи с этим использовать критерий BaF целесообразно на этапах создания транспортных систем, когда необходимо сравнивать комплексы транспортных машин и инфраструктуру для их использования.

4. Критерий конструктивного совершенства по транспортным перевозкам U и относительный критерий \bar{U} установления технического уровня ЛА являются более полными и научно обоснованными, чем T_e . По мере накопления статистических материалов этот критерий способен послужить основой для выработки нормативных значений при сертификации авиатехники.

Литература

1. Авиация: энциклопедия / Под ред. Г.П. Свищева. – М.: БРЭ, ЦАГИ, 1994. – 860 с.

2. Панатов Г.С. Р.Л. Бартини – выдающийся авиаконструктор и ученый (к 100-летию со дня рождения) // Научные чтения, посвященные 100-летию со дня рождения Р. Л. Бартини: сб. докл. – М.: ЦАГИ. – 1997. – С. 45 – 56.

3. Terry Michael. What price transport? AIAA, paper 89-1487-Cp.
4. Миль М.Л. Вертолеты. Расчет и проектирование. – М.: Машиностроение, 1966. – 232 с.
5. Фортинов Л.Г. Интегральный критерий энергетической оценки самоходных транспортных машин // Сб. докладов 1 научной конференции по гидроавиации «Геленджик-96». – М.: ЦАГИ. – 1996. – С. 15 – 21.
6. Фортинов Л.Г., Терешко В.О. Энергозатраты, вызываемые преодолением реакции опор от массы транспортных машин // Сб. докладов 2 научной конференции по гидроавиации «Геленджик-98». – М.: ЦАГИ. – 1998. – С. 51 – 57.
7. Фортинов Л.Г. Грузопоток и приближенная оценка взлетной массы самолетов // Аннотации докладов 5-го Международного научно-технического симпозиума «Авиационные технологии 21 века. – М.: ЦАГИ. – 1999. – С. 22 – 27.
8. Панатов Г.С., Фортинов Л.Г., Терешко В.О. Грузовые перевозки дозвуковыми летательными аппаратами: идеальные значения работы и мощности // Сб. докладов 2 научной конференции по гидроавиации «Геленджик-98». – М.: ЦАГИ. – 1998.
9. Панатов Г.С., Фортинов Л.Г. Система оценки эффективности конструкторско-технологических решений для летательных аппаратов гидроавиации с помощью интегральных критериев // Сб. докладов 3 Международной научно-технической конференции «АВИА-2001». – К.: Министерство образования и науки Украины. – 2001. – Т. 1. – С. 72 – 77.
10. Кобзев В.А., Фортинов Л.Г. Эффективность использования энергии топлива на реактивных дозвуковых самолетах // Материалы 6 Международной научно-технической конференции «АВИА-2004». – К.: Министерство образования и науки Украины. – 2004. – Т. 4. – С. 65 – 71.
11. Панатов Г.С., Фортинов Л.Г. Комплексная система оценки совершенства летательных аппаратов гидроавиации с помощью интегральных критериев // Доклад на 3 Международных научных чтениях, посвященных памяти И.И. Сикорского и творческому наследию выдающихся российских авиаторов. – М.: РАН. – 2001. – С. 29 – 36.
12. Фриш С.Э., Тиморева А.В. Курс общей физики. – М.-Л.: Гос. изд-во научно-теоретической литературы, 1952. – Т. 1. – 482 с.
13. Красноперов Е.В. Экспериментальная аэродинамика. – Л.-М.: ОНТИ НКТП СССР, гл. ред. авиа. пром., 1935. – Ч. 2.
14. Казневский В.П. Роберт Людвигович Бартини. – М.: Наука, 1997. – 188 с.

Поступила в редакцию 7.04.2005